Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника.
Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

МАШИНОСТРОЕНИЕ

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ

MECHANICAL ENGINEERING
Encyclopedia

Главный редактор академик РАН
К.В. Фролов

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника.
Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

МАШИНОСТРОЕНИЕ

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ
В СОРОКА ТОМАХ

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

ФРОЛОВ К.В.
Председатель редакционного совета

Члены совета:

Белянин П.Н. (зам. Председателя редсовета и главного редактора), Колесников К.С. (зам. Председателя редсовета и главного редактора), Адамов Е.О., Анфимов Н.А., Асташев В.К., Бессонов А.П., Бюшгенс Г.С., Васильев В.В., Васильев Ю.С., Воронин Г.П., Долбенко Е.Т., Жесткова И.Н., Кирпичников М.П., Клюев В.В., Коптев Ю.Н., Ксеневич И.П., Мартынов И.А., Митенков Ф.М., Новожилов Г.В., Образцов И.Ф., Панин В.Е., Паничев Н.А., Патон Б.Е., Пашин В.М., Платонов В.Ф., Пугин Н.А., Румянцева О.Н., Силаев И.С., Федосов Е.А., Фортов В.Е., Черный Г.Г., Шемякин Е.И.

МОСКВА "МАШИНОСТРОЕНИЕ" 2012

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника.
Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Раздел IV

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ МАШИН

Том IV-22

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Книга 1

Ответственный редактор академик РАН
В.П. Легостаев

Редакторы: **Э.Л. Аким, Ю.П. Улыбышев, В.В. Ивашкин, Ю.Н. Разумный, Г.С. Заславский, А.А. Дядькин, О.М. Алифанов, В.В. Вахниченко, Б.И. Каторгин**

МОСКВА "МАШИНОСТРОЕНИЕ" 2012

УДК 621.01/03
ББК 34.44
М 38

Авторы: Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н., Антонов В.Ф., Аншаков Г.П., Архангельский В.И., Асюшкин В.А., Ахметов Р.Н., Баранов А.А., Безвербый В.К., Белицкий Д.С., Белоногов О.Б., Белошенко Б.Г., Белошицкий А.В., Богушев В.Ю., Бодин Б.В., Борзых С.В., Буканов В.Т., Вахниченко В.В., Веселов В.Н., Веселов М.В., Вязов С.М., Герасимов Ю.И, Голиков А.Р., Горбенко А.В., Громыко Б.М., Гущин В.Н., Дементьев В.К., Денисов К.П., Душин В.К., Дядькин А.А., Жарков М.Н., Жирников Б.Л., Заборский С.А., Задонский С.М., Заславский Г.С., Золотов А.А., Ивашкин В.В., Ишин С.В., Кадашевич А.С., Казаков М.И., Каменский С.Д., Каналин Ю.И., Капитонов В.А., Карраск В.К., Каторгин Б.И., Кашкарев А.М., Кириллин А.Н., Клепиков И.А., Козлов Д.И., Кокушкин В.В., Конюхов С.Н., Костромин С.Ф., Кошелев И.М., Крылов А.Н., Кузнецов Н.В., Лебедев В.И., Лебедев Г.В., Либерман В.В., Матвеев Е.М., Матвеев Ю.А., Межирицкий Е.Л., Мишин В.В., Мишин В.П., Мишина Л.В., Моишеев А.А., Морозов В.В., Назаренко А.И., Нестеров В.Е., Никитин Н.Д., Новиков В.Н., Овчинников М.Ю., Панасюк М.И., Панкратов Б.М., Петров Н.К., Петроковский С.А., Половнев А.Л., Полушин В.Г., Попов К.К., Разумный Ю.Н., Решетин А.Г., Ровинский Д.Д., Рыбак С.П., Сафронов А.В., Симакова Т.В., Сихарулидзе Ю.Г., Старков В.К., Степаньянц В.А., Стернин Л.Е., Сытин О.Г., Тесленко Н.М., Токарев В.А., Улыбышев Ю.П., Уманский А.П., Федоров В.В., Фомин Г.Е., Хаспеков В.Г., Хотулев В.А., Хохулин В.С., Хренов И.И., Цветова А.В., Чайкина Л.В., Чванов В.К., Чернов А.А., Шатров Я.Т., Швед Т.Н., Шилов Л.А., Шувалова Т.В.

Машиностроение. Энциклопедия. Ред совет: К.В. Фролов (пред.) и др. — М38 М.: Машиностроение. **Ракетно-космическая техника.** Т. IV-22 / А.П. Аджян, Э.Л. Аким, О.М. Алифанов и др.; под ред. В.П. Легостаева. В 2 кн. Кн. 1. 2012, 925 с.

ISBN 978-5-94275-589-8 (т. IV-22, кн. 1)
ISBN 5-217-01949-2

Изложены физические условия космического полета, основы механики полета, аэродинамика ракет-носителей, классификация ракетно-космических аппаратов и особенности ракетно-космического машиностроения, вопросы проектирования ракет-носителей и баллистических ракет. Приведены средства выведения, жидкостные ракетные двигатели для ракет-носителей и их стендовые испытания, системы ракет-носителей.

Для инженерно-технических работников и специалистов ракетно-космической и авиационной промышленности, а также полезна студентам и преподавателям втузов.

УДК 621.01/03
ББК 34.44

ISBN 978-5-94275-589-8 (т. IV-22, кн. 1)
ISBN 5-217-01949-2

© ООО «Издательство Машиностроение», 2012

Перепечатка, все виды копирования и воспроизведения материалов, опубликованных в данной книге, допускаются только с разрешения издательства и со ссылкой на источник информации.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ К ТОМУ (*В.П. Легостаев*) . . . 11
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СОКРАЩЕНИЙ 13

Раздел 1. ФИЗИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА (*под ред. Э.Л. Акима*) 15
Глава 1.1. Время и системы координат (*В.А. Степаньянц*) 15
1.1.1. Время 15
1.1.2. Системы координат 18
1.1.3. Преобразования между системами координат 20
Список литературы 26
Глава 1.2. Солнечная система (*М.А. Вашковьяк*) 27
1.2.1. Солнце 27
1.2.2. Планеты 27
1.2.3. Спутники и кольца планет . . 28
1.2.4. Астероиды и карликовые планеты 29
1.2.5. Объекты пояса Койпера. Кометы 29
Список литературы 30
Глава 1.3. Физические особенности Земли (*Ю.Г. Сихарулидзе*) 30
1.3.1. Гравитационное поле и фигура Земли (*Степаньянц В.А.*) . . . 30
Список литературы 33
1.3.2. Атмосфера Земли (*Ю.Г. Сихарулидзе*) 33
1.3.3. Магнитное поле Земли (*М.Ю. Овчинников*) 36
Список литературы 40
1.3.4. Корпускулярная радиация в околоземном космическом пространстве (*Н.В. Кузнецов, М.И. Панасюк*) 40
Список литературы 46
1.3.5. Космический мусор и его характеристики (*А.И. Назаренко*) . . 46
Список литературы 51

Раздел 2. МЕХАНИКА ПОЛЕТА (*под ред. Ю.П. Улыбышева*) 53
Глава 2.1. Динамика полета ракет-носителей (*С.А. Заборский*) 53
2.1.1. Способы выведения космических аппаратов на орбиту 53
2.1.2. Уравнения движения многоступенчатых ракет-носителей 53
2.1.3. Принципы выбора траекторий и их оптимизации 56
Список литературы 59
Глава 2.2. Орбитальное движение (*под ред. М.А. Вашковьяка*) 59
2.2.1. Невозмущенное орбитальное движение (*Н.М. Тесленко*) 59
2.2.1.1. Задача двух тел (*Н.М. Тесленко*) 59
2.2.1.2. Интегралы и уравнение Кеплера (*Н.М. Тесленко*) 60
Список литературы 62
2.2.1.3. Орбитальные элементы (*А.Р. Голиков*) 62
2.2.1.4. Определение орбит в задаче двух тел (*А.Р. Голиков*) . . . 64
2.2.2. Возмущенное орбитальное движение (*М.А. Вашковьяк*) 67
2.2.2.1. Методы теории возмущений. Оскулирующие элементы орбиты (*М.А. Вашковьяк*) 67
2.2.2.2. Влияние сжатия и атмосферы Земли на движение ИСЗ (*М.А. Вашковьяк*) 70
2.2.2.3. Баллистические модели движения ИСЗ (*А.Р. Голиков*) 73
Список литературы 76
2.2.3. Относительное движение и сближение ИСЗ (*О.Г. Сытин*) . . . 76
Список литературы 83
2.2.4. Баллистические условия полета КА (*Ю.П. Улыбышев*) 83
2.2.5. Особые орбиты искусственных спутников Земли (*Ю.П. Улыбышев*) . . 92
2.2.5.1. Геостационарные орбиты (*Ю.П. Улыбышев*) . . . 92
2.2.5.2. Орбиты с повторяющимися трассами (*Ю.П. Улыбышев*) 95
2.2.5.3. Солнечно-синхронные орбиты (*А.А. Чернов*) 96
2.2.5.4. Круговые кратные солнечно-синхронные орбиты (*А.А. Чернов*) 101
2.2.5.5. Околокруговые орбиты со стабильным высотным профилем (*Ю.П. Улыбышев*) 108
2.2.5.6. Критическое наклонение и орбиты типа «Молния» (*Ю.П. Улыбышев*) 109
Список литературы 110
Глава 2.3. Межорбитальные перелеты космических аппаратов (*под ред. В.В. Ивашкина*) 111
2.3.1. Понятие космического перелета. Перелет с конечной тягой, импульсный перелет (*В.В. Ивашкин*) 111
Список литературы 113
2.3.2. Реактивная сила. Формула Циолковского (*В.В. Ивашкин*) . . . 113
Список литературы 116
2.3.3. Уравнения движения управляемого перелета космического аппарата (*В.В. Ивашкин*) 116
Список литературы 118
2.3.4. Необходимые условия оптимальности перелета (*В.В. Ивашкин*) 118
Список литературы 121

2.3.5. Случай центрального ньютоновского гравитационного поля (*В.В. Ивашкин*) 122
Список литературы 124
2.3.6. Некоторые импульсные перелеты (*В.В. Ивашкин*) 125
Список литературы 141
2.3.7. Перелеты между околокруговыми орбитами (*А.А. Баранов*) 141
Список литературы 151
2.3.8. Оптимальные перелеты с конечной тягой (*В.В. Ивашкин*) . . 151
Список литературы 155
Глава 2.4. Управление и поддержание орбит космических аппаратов (*под ред. Ю.П. Улыбышева*) 155
2.4.1. Управление геостационарной орбитой (*Ю.П. Улыбышев*) 155
2.4.2. Поддержание высокоэллиптических орбит (*Ю.П. Улыбышев*) . . 160
Список литературы 165
2.4.3. Поддержание высотного профиля полета Международной космической станции (*Л.В. Чайкина*) 166
2.4.4. Поддержание солнечной синхронности круговой орбиты (*А.А. Чернов*) 168
2.4.5. Поддержание стабильности местного времени прохождения восходящего узла круговой ССО (*А.А. Чернов*) 170
2.4.6. Управление высотой и трассой низкой круговой орбиты (*А.А.Чернов*) 173
2.4.7. Разведение спутников на круговой орбите (*А.А. Чернов*) . . . 177
Список литературы 180
Глава 2.5. Спутниковые системы (*под ред. Ю.Н. Разумного*) 180
2.5.1. Спутниковые системы и их баллистическое проектирование (*Ю.Н. Разумный*) 180
2.5.2. Спутниковые системы непрерывного зонального обзора на круговых орбитах (*Ю.Н. Разумный*) . . . 184
2.5.2.1. Спутниковые системы на основе полос непрерывного обзора (*Ю.П. Улыбышев*) 185
Список литературы 192
2.5.2.2. Кинематически правильные спутниковые системы (*Ю.Н. Разумный*) 192
Список литературы 197
2.5.3. Спутниковые системы периодического зонального обзора на круговых орбитах (*Ю.Н. Разумный*) 198
2.5.3.1. Предпосылки создания современной теории периодического обзора 198
Список литературы 201
2.5.3.2. Регулярные спутниковые системы 202
Список литературы 205
2.5.3.3. Элементы маршрутной теории оптимизации спутниковых систем периодического обзора 205
Список литературы 208
2.5.3.4. Некоторые закономерности оптимальных решений 209
Список литературы 215
2.5.4. Спутниковые системы непрерывного локального обзора на эллиптических орбитах (*Ю.Н. Разумный*) 216
Список литературы 219
2.5.5. Управление спутниковыми системами на круговых орбитах (*Ю.П. Улыбышев*) 219
Список литературы 224
Глава 2.6. Лунные и межпланетные траектории (*под ред. Г.С. Заславского*) 225
2.6.1. Лунные траектории космических аппаратов (*В.В. Ивашкин*) 225
Список литературы 237
2.6.2. Траектории полета к планетам, астероидам, кометам (*Г.С. Заславский*) 239
Список литературы 253

Раздел 3. АЭРОГАЗОДИНАМИКА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ (*под ред. А.А. Дядькина*) 255
Глава 3.1. Типы (классификация) аэродинамических компоновок (*А.А. Дядькин*) . . . 255
3.1.1. Моноблочные компоновки ракет-носителей 255
3.1.2. Многоблочные компоновки с поперечным делением ступеней . . . 255
3.1.3. Многоблочные компоновки с продольным разделением ступеней 256
3.1.4. Многоблочные компоновки с продольным делением ступеней и навесными полезными грузами . . 257
3.1.5. Выступающие и отделяемые элементы конструкции 257
Список литературы 257
Глава 3.2. Исследования аэрогазодинамики в процессе создания ракет-носителей (*А.А. Дядькин*) 258
Список литературы 260
Глава 3.3. Методы определения аэрогазодинамических характеристик 261
3.3.1. Экспериментальные методы исследований (*А.А. Дядькин*) 261
Список литературы 276
3.3.2. Инженерные методы расчета аэродинамических характеристик ракет (*Т.В. Симакова*) 276
3.3.3. Аналоговые испытания (*А.В. Белошицкий, Т.Н. Швед*) 283
Список литературы 289
3.3.4. Численные методы расчета аэродинамических характеристик ракет (*А.А. Дядькин, Т.В. Симакова*) . 289
Глава 3.4. Аэрогазодинамика моно- и многоблочных ракет-носителей с поперечным делением ступеней 293
3.4.1. Ветровое воздействие на ракету при старте и транспортировании. Влияние стартовых сооружений и транспортировочных агрегатов (*А.А. Дядькин*) 294
Список литературы 299

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3.4.2. Ветровые нагрузки вблизи земли (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) 299
3.4.3. Местные нагрузки при обтекании стационарным потоком (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) . . . 302
3.4.4. Распределенные аэродинамические нагрузки (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) 305
3.4.5. Статическая устойчивость (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) . . . 311
3.4.6. Аэродинамические характеристики стабилизирующих устройств (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) 313
3.4.7. Аэродинамические характеристики управляющих устройств (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) . . . 316
3.4.8. Разделение ступеней ракет (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) . . . 318
3.4.9. Круговые аэродинамические характеристики тел вращения (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) . . . 322
Список литературы 327
3.4.10. Аэродинамические характеристики цилиндрических и конических оболочек при круговом обтекании (*Б.Л. Жирников, С.М. Задонский*) 327
Список литературы 329
3.4.11. Аэродинамическое воздействие на полезный груз в процессе отделения створок головных обтекателей (*А.В. Белошицкий, А.Н. Крылов, В.А. Токарев*) 329
3.4.12. Аэродинамика отделяемых ступеней и элементов конструкции. Зоны падения (отчуждения) (*Н.Д. Никитин*) 333
Список литературы 335

Глава 3.5. Аэрогазодинамика многоблочных ракет-носителей 335
3.5.1. Особенности аэродинамики многоблочных ракет. Влияние интерференции на аэродинамические характеристики (*А.А. Дядькин*) 338
3.5.2. Вопросы моделирования обтекания многоблочных ракет в аэродинамических трубах (*А.А. Дядькин*) 344
3.5.3. Влияние струй двигателей на аэродинамические характеристики (*А.А. Дядькин*) 349
3.5.4. Аэродинамическое нагружение выступающих элементов конструкции. Методы снижения нагрузок (*А.А. Дядькин*) 351
3.5.5. Аэродинамические характеристики блоков многоблочных ракет в процессе их отделения (*А.А. Дядькин, Т.В. Симакова*) 355
3.5.6. Особенности оптимизации аэродинамической компоновки (*А.А. Дядькин*) 357
Список литературы 370

Глава 3.6. Дренирование негерметичных отсеков и элементов конструкции ракет-носителей на участке выведения и при авиатранспортировании . . . 370
3.6.1. Задачи дренирования отсеков и элементов конструкции. Внешние условия при авиатранспортировании и на участке выведения ракет-носителей (*А.А. Дядькин*) 370
3.6.2. Методика расчета стравливания газа из отсеков. Рекомендации по выбору дренажных устройств (*В.И. Лебедев, М.И. Казаков*) 375
3.6.3. Технология испытаний в наземных условиях систем дренирования, функционирующих на участке выведения. Автономные и комплексные испытания (*А.А. Дядькин, В.И. Лебедев, М.И. Казаков*) 377
3.6.4. Дренирование элементов конструкции (*В.И. Лебедев*) 381
3.6.5. Авиационное транспортирование (*В.И. Лебедев*) 381
Список литературы 384

Глава 3.7. Термостатирование отсеков ракет при наземной подготовке 384
3.7.1. Задачи термостатирования. Ограничения. Методы решения (*А.А. Дядькин, О.В. Кожевникова*) . . 384
3.7.2. Выбор конфигурации выходных устройств системы подачи термостатирующего воздуха (*Т.В. Симакова*) 386
Список литературы 388

Глава 3.8. Газодинамика старта ракет-носителей (*Б.Г. Белошенко, М.В. Веселов, В.А. Хотулев, Л.А. Шилов, А.В. Сафронов, Т.В. Шувалова*) 389
3.8.1. Виды воздействий на РН при старте и их отличие от полетных (*Б.Г. Белошенко, В.А. Хотулев*) 389
3.8.2. Классификация пусковых установок по их конструктивным схемам (*Б.Г. Белошенко, М.В. Веселов, В.А. Хотулев, Л.А. Шилов*) 390
Список литературы 395
3.8.3. Газодинамические условия старта РН с многосопловыми двигателями (*М.В. Веселов, В.А. Хотулев, Л.А. Шилов*) 396
Список литературы 403
3.8.4. Особенности тепловых процессов при старте (*А.В. Сафронов, Т.В. Шувалова*) 404
Список литературы 406

Глава 3.9. Использование методов динамики разреженного газа для решения вопросов проектирования и эксплуатации космических аппаратов 407
3.9.1. Методы расчета аэродинамических характеристик в свободномолекулярном и переходном режимах для орбитального участка полета космических аппаратов (*А.Н. Крылов, Л.В. Мишина*) 407

3.9.2. Особенности газодинамического воздействия струй газовых двигателей малой тяги на элементы конструкций применительно к геостационарным спутникам (*Л.В. Мишина*) 409
Глава 3.10. Собственная атмосфера космических аппаратов и ее влияние на функционирование приборов и систем 411
3.10.1. Экспериментальные исследования собственной внешней атмосферы космических аппаратов и станций (*А.Н. Крылов*) 411
3.10.2. Особенности изменения давления в негерметичных отсеках геостационарных спутников (*Л.В. Мишина*) 421
Глава 3.11. Загрязнение поверхностей космических аппаратов и методы его уменьшения 425
3.11.1. Источники загрязнения космических аппаратов (*Л.В. Мишина*) . . . 425
3.11.2. Загрязнение от газовыделения конструкционных материалов (*А.Н. Крылов*) 425
3.11.3. Загрязняющее воздействие струй двигателей ориентации на элементы космических объектов. (*Ю.И. Герасимов*) 429
Список литературы 432
3.11.4. Загрязнение поверхностей геостационарных спутников от распыления материалов наружных поверхностей при работе электрореактивных двигателей (*Л.В. Мишина*) 432
Глава 3.12. Аэрогазодинамика спускаемых аппаратов (*В.К. Душин*) 434
Глава 3.13. Исследования риска пробоя космического аппарата микрометеороидами и техногенными частицами (*А.В. Горбенко*) 437
3.13.1. Модели микрометеороидной и техногенной обстановки 437
3.13.2. Метеороиды 437
3.13.3. Космический мусор 441
3.13.4. Расчет вероятности непробоя КА метеороидами и техногенными частицами 445
3.13.5. Воздействия микрометеороидов и техногенных частиц на поверхность космического аппарата 447
Список литературы 448
Глава 3.14. Аэроакустика ракетно-космических систем (*В.К. Дементьев, А.Л. Половнев, А.Г. Решетин, С.П. Рыбак*) . . . 449
3.14.1. Аэроакустические процессы в ракетно-космической технике (*С.П. Рыбак*) 449
3.14.2. Акустика и пульсации давления при старте ракет (*В.К. Дементьев, А.Г. Решетин*) 453
Список литературы. 462
3.14.3. Аэроакустические воздействия на ракеты в полете (*С.П. Рыбак, А.Л. Половнев*). 462
3.14.4. Акустические воздействия на космические аппараты при наземной подготовке и в полете (*С.П. Рыбак*). 469
3.14.5. Акустическая среда в обитаемых космических объектах. Средства снижения шума (В.*К. Дементьев*). . . 471
Список литературы 476

Раздел 4. РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ (*Б.В. Бодин*) 477
Глава 4.1. Особенности ракетно-космической промышленности 477
Глава 4.2. Классификация ракетно-космических систем и аппаратов 483
4.2.1. Цели классификации 483
4.2.2. Учебно-познавательная классификация ракетно-космических систем 483
4.2.3. Систематическая классификация 490
4.2.4. Цели разработки классификатора ЕСКД и задачи, решаемые совместно с технологическими классификаторами 491
4.2.5. Основные положения классификации изделий и конструкторских документов 492
Глава 4.3. Создание космических комплексов . . 498
4.3.1. Особенности системы обеспечения качества и надежности 498
4.3.2. Принципы обеспечения качества и надежности 501
4.3.3. Порядок создания космических комплексов 503
4.3.4. Опыт внедрения и направления совершенствования системы обеспечения качества и надежности ракетно-космической техники 511
Список литературы 512

Раздел 5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ (*под ред. О.М. Алифанова*) . . 513
Глава 5.1. Методы решения проектно-конструкторских задач при разработке баллистических ракет (*О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин*) 513
5.1.1. Теоретические основы проектирования летательных аппаратов . . 513
5.1.2. Определение основных проектных параметров баллистических ракет и ракет-носителей по заданным летно-техническим характеристикам (*В.П. Мишин, В.К. Безвербый*) 530
Глава 5.2. Методы повышения эффективности проектно-конструкторских решений. Исследование процесса разработки модификаций ЛА (*Ю.А. Матвеев***)** . 553
5.2.1. Вопросы модернизации ракетных комплексов. Постановка задачи 554
5.2.2. Схема многоуровневого исследования модернизации ракетного комплекса. Состав задач и математические модели 556
5.2.3. Задачи оптимальной модернизации ракетных комплексов, осна-

щенных летательными аппаратами с ракетными двигателями на твердом топливе. Математические модели эффективности и затрат 560
5.2.4. Задача оптимизации параметров модификаций ЛА. Математическая модель 566
5.2.5. Организация комплексного исследования модификации ЛА. Алгоритм согласованной оптимизации 571
5.2.6. Исследование эффективности модернизации РК 573
5.2.7. Анализ модификации ЛА с РДТТ при наличии неконтролируемых факторов 575
Список литературы 581
Глава 5.3. Методы конструирования баллистических ракет и ракет-носителей (*А.А. Золотов, В.Н. Гущин*) 583
5.3.1. Прочность и безопасность конструкций РН 583
5.3.2. Определение характеристик динамических нагрузок на РН 585
5.3.3. Проектирование топливных баков 607
5.3.4. Цилиндрические оболочки . . 612
Список литературы 614
Глава 5.4. Задачи теплового проектирования ракет-носителей (*О.М. Алифанов, В.С. Хохулин*) 614
5.4.1. Особенности тепловых режимов ракет-носителей 614
5.4.2. Особенности обеспечения теплового режима разгонных блоков космических аппаратов . . . 622
5.4.3. Моделирование процессов теплообмена и тепловых режимов ракетно-космической техники 623
5.4.4. Тепловые модели в задачах теплового проектирования ракетно-космической техники 635
Список литературы 644
Глава 5.5. Модели и методы исследования устойчивости и управляемости баллистических ракет (*А.Н. Андреев*) . . . 645
5.5.1. Методические основы исследования устойчивости и управляемости баллистических ракет 645
5.5.2. Исследования устойчивости поперечных колебаний БР. Основные допущения 648
5.5.3. Исследование устойчивости продольных колебаний БР 680
Список литературы 697

Раздел 6. СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ (*под ред. В.В. Вахниченко*) 699
Глава 6.1. Общая концепция (*В.К. Карраск*) . . . 699
Глава 6.2. Одноразовые ракеты-носители . . . 712
6.2.1. Ракеты-носители типа Р-7А (*Д.И. Козлов, А.Н. Кириллин, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков, В.Н. Новиков, Г.Е. Фомин*) 712
6.2.2 Ракеты-носители «Протон-К», «Протон-М», «Ангара», «Рокот» (*В.Е. Нестеров*) 721
6.2.3 Ракеты носители «Циклон», «Зенит», «Зенит 3 SL» (*С.Н. Конюхов*) 734
6.2.4. Ракета-носитель Н1 (*К.К. Попов, В.Г. Хаспеков*) 746
6.2.5. Ракеты-носители на базе межконтинентальных баллистических ракет (*А.П. Уманский*) 750
Глава 6.3. Многоразовые ракеты-носители . . . 757
6.3.1. Многоразовые ракетные блоки ракет-носителей типовой баллистической схемы (*Я.Т. Шатров*) 757
6.3.2. Многоразовая космическая система «Энергия»—«Буран». Ракета-носитель «Энергия» (*В.В. Либерман*) 763
6.3.3. МТКС «Спейс Шаттл» (*В.В. Либерман, Г.В. Лебедев*) 766
6.3.4. Перспективные многоразовые космические транспортные системы (*С.Ф. Костромин*) 771
Список литературы 776
Глава 6.4. Разгонные блоки (*В.Н. Веселов*) . . . 776
6.4.1. Разгонные блоки типа ДМ . . . 776
6.4.2. Разгонные блоки типа «Бриз» (*С.А. Петроковский*) 781
6.4.3. Разгонные блоки типа «Фрегат» (*В.А. Асюшкин, А.А. Мошеев, С.В. Ишин*) 785

Раздел 7. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ (*под ред. Б.И. Каторгина*) . . 789
Глава 7.1. Жидкостные ракетные двигатели (*Б.И. Каторгин, В.К. Чванов, Л.Е. Стернин*) 789
7.1.1. Принципиальная схема ЖРД (*В.Т. Буканов, И.А. Клепиков*) 789
7.1.2. Конструктивно-монтажная схема ЖРД (*В.И. Архангельский, Б.М. Громыко, Е.М. Матвеев, В.Г. Полушин*) 792
7.1.3.Функционирование ЖРД (*И.М. Кошелев*) 797
7.1.3.1. Запуск 797
7.1.3.2. Работа ЖРД в полете 798
7.1.3.3. Автоматика ЖРД (*И.М. Кошелев, И.И. Хренов*) 798
7.1.3.4. Обеспечение устойчивой работы 802
7.1.4. Камера (*В.Ю. Богушев, С.Д. Каменский, В.К. Старков, Л.Е. Стернин, В.В. Федоров*) 803
7.1.4.1. Газодинамический расчет 803
7.1.4.2. Профилирование камеры 804
7.1.4.3. Тепловой расчет камеры (*А.В. Цветова*) 806
7.1.4.4. Конструирование камеры 808
7.1.4.5. Изготовление камеры 811
7.1.5.Газогенератор (*А.П. Аджян*) . . . 812
7.1.6.Турбонасосный агрегат (*Ю.И. Каналин, А.М. Кашкарев*) . . . 815
Список литературы 819
Глава 7.2. Стендовые испытания двигательных установок (*В.Ф. Антонов, К.П. Денисов, А.С. Кадишевич*) 821
7.2.1. Задача отработки 821

7.2.2. Методика экспериментальной отработки жидкостных ракетных двигательных установок 822
7.2.3. Основные пневмогидравлические системы двигательных установок, подвергаемые стендовым испытаниям 823
7.2.4. Комплексные испытания пневмогидравлических систем и двигательных установок 829
7.2.5. Принципы, мероприятия и средства обеспечения безопасности стендовых испытаний ЖРДУ 830
Список литературы 832

Раздел 8. СИСТЕМЫ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ 833

Глава 8.1. Системы управления средств выведения (*С.М. Вязов, В.В. Морозов, Е.Л. Межирицкий, Д.Д. Ровинский*) 833
8.1.1. Назначение и область применения системы управления средств выведения 833
8.1.2. Сертификационный статус систем управления средств выведения 833
8.1.3. Функциональная структура и приборный состав систем управления средств выведения 835
8.1.4. Бортовой вычислительный комплекс и взаимодействие смежных систем 850
8.1.5. Навигация и наведение. Терминальное управление 853
8.1.6. Точность управления выведением полезного груза 855
8.1.7. Этапы развития систем управления средств выведения 858
8.1.8. Программно-математическое обеспечение систем управления средств выведения 859
8.1.9. Надежность и стойкость систем управления к помехам . . . 860
8.1.10. Организация и обработка потоков информации о работе систем управления 861
8.1.11. Тенденция развития систем управления средств выведения 861

Глава 8.2. Система управления ракеты-носителя «Союз-2» (*Д.И. Козлов, А.Н. Кириллин, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков, В.А. Капитонов*) 863
8.2.1. Бортовая аппаратура системы управления 863
8.2.2. Бортовое программное обеспечение 868
8.2.3. Система диагностирования работы ракеты-носителя в полете . . 869
8.2.4. Наземная аппаратура системы управления 870

Глава 8.3. Системы разделения (*В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.К. Петров*) 871
8.3.1. Требования к системам разделения 871
8.3.2. Основные типы систем разделения 872
8.3.3. Исполнительные элементы систем разделения 884
8.3.4. Силы, действующие на разделяемые тела 891
8.3.5. Расчет систем разделения . . 891
8.3.6. Экспериментальная отработка систем разделения 893
8.3.7. Расчет надежности 893

Глава 8.4. Описание пневмогидравлических систем ракет-носителей (*В.П. Мишин, Б.М. Панкратов*) 894
8.4.1. Общие сведения о пневмогидравлических системах жидкостных ракетных двигателей 894
8.4.2. Системы подачи топлива в двигатель 898

Глава 8.5. Система одновременного опорожнения баков и потребное давление наддува баков (*В.В. Мишин, В.К. Безвербый*) 899
8.5.1. Система одновременного опорожнения баков 899
8.5.2. Потребное давление наддува баков 905

Глава 8.6. Управление двигательной установкой (*В.В. Мишин, Б.М. Панкратов*) 910

Глава 8.7. Исполнительные органы (*В.П. Мишин, В.К. Безвербый*) . . . 913

Глава 8.8. Исполнительные приводы систем управления (*Д.С. Белицкий, О.Б. Белоногов, М.Н. Жарков*) 918

ЛАНЬ®

ПРЕДИСЛОВИЕ К ТОМУ

До сих пор оспаривается авторство создания паровой машины, самолета, телеграфа, но первенство открытия дороги в космос не вызывает ни у кого сомнения.

4 октября 1957 г. в СССР был запущен первый искусственный спутник Земли, созданный в ОКБ-1 (ныне Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва).

Метод реактивного движения, предложенный и научно обоснованный К.Э. Циолковским в 1903 г. в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами», сегодня широко используется в космической технике. Если воздушное пространство служит для самолетов основой для перемещения, то для реактивной техники оно является препятствием, которое надо преодолеть.

Космические ракеты, создаваемые с середины XX века, сегодня стали единственным средством доставки космических аппаратов и пилотируемых кораблей на околоземную орбиту, к Луне и планетам солнечной системы. Разработанный ряд ракет космического назначения ограничен по массе доставляемого груза, но разнообразие космических аппаратов практически не имеет ограничений ни по задачам, ни по массе, ни по назначению.

Современные ракеты могут выводить на околоземную орбиту до 100 т полезного груза, и эту массу можно увеличить в 5–10 раз, устранив определенные трудности, связанные с массой первых ступеней ракет. Современные методы стыковки на орбите позволяют увеличивать массу и функциональные возможности аппаратов до любого значения в зависимости от поставленных задач.

Такая свобода затрудняет классификацию космических аппаратов, хотя определенные направления уже сформировались.

Сегодня мы выделяем пилотируемые космические корабли и космические станции.

Беспилотные космические аппараты можно разделить на космические аппараты для доставки грузов на станцию, связи и передачи программ радио и телевидения, дистанционного зондирования земли, для исследования Луны и планет Солнечной системы, Солнца и окружающего пространства, околоземного пространства, навигационные космические аппараты, планетоходы и т.д.

В то же время многие из перечисленных направлений могут объединять другие смежные задачи.

Космическое машиностроение — самая наукоемкая и высокотехнологичная отрасль промышленности. Сегодня оно под силу только высокоразвитым индустриальным государствам, так как предъявляет высокие требования к развитию вычислительной техники, микроэлектроники, ракетного двигателестроения, оптической и гироскопической промышленности и ко многим другим отраслям. Космическое машиностроение требует высокого уровня развития фундаментальной и прикладных наук, таких как математика, общая физика, химия, кибернетика, теплотехника, теоретическая механика, медицина и многих других.

Отсутствие атмосферы и невесомость заставили применять источники информации для определения положения объекта в пространстве и виды силового воздействия, играющие для наземного транспорта и самолетов второстепенную роль.

Так, для ориентиров в пространстве используют электромагнитное излучение Солнца, звезд, Луны, планет, магнитное поле Земли и ионосферу Земли.

В качестве силовых средств для перемещения все чаще применяют не обычные одно- и двухкомпонентные реактивные двигатели, а силовые гироскопы и электрореактивные двигатели. На повестке дня стоят атомные энергоустановки.

Создание бортовых вычислительных комплексов позволило резко расширить функции бортовых комплексов управления, обеспечив централизованное управление всеми системами космического аппарата, включая диагностику систем, обработку и передачу информации на Землю и принятие информации с наземных пунктов управления.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Космические технологии входят в повседневную жизнь. Мобильные телефоны позволяют связаться с любой удаленной точкой земного шара, космические радио и телевидение прочно вошли в нашу жизнь. Используя спутниковую навигацию, можно определить свое положение на море, поверхности Земли, в воздухе и космосе.

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли решают задачи обнаружения наводнений, пожаров, помогают находить полезные ископаемые.

Космические аппараты позволили изучить радиационные пояса Земли, исследовать планеты Солнечной системы, космическое пространство, открывают путь к разгадке возникновения вселенной.

Сегодня Россия — великая космическая держава. Поддержание данного статуса — важнейшая задача сохранения авторитета России как высокоразвитого государства.

Весь материал энциклопедии разбит на две книги. В первой книге изложены физические условия космического полета, баллистика, аэродинамика и акустическое воздействие на конструкцию ракеты и космического аппарата. Изложены методы проектирования ракет, описаны конструкции ряда ракет и назначение их систем.

Во второй книге преставлены многообразие космических аппаратов и их систем, методы проектирования, технология изготовления, управление космическими аппаратами с Земли, испытание космических систем и космодромы.

Фактически, это является первой попыткой собрать все вопросы космического машиностроения в единое целое.

Редактор тома академик РАН
В.П. Легостаев

ЛАНЬ®

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АДТ — аэродинамическая труба
АДХ — аэродинамические характеристики
АМС — автоматическая межпланетная станция
АС — автомат стабилизации
АСН — автономная спутниковая навигация
ББ — базовый блок
БКС — бортовая кабельная сеть
БПГ — блок полезного груза
БР — баллистическая ракета
БРДД — баллистическая ракета дальнего действия
БРК — боевой ракетный комплекс
БРСД — баллистическая ракета среднего действия
БСР — блок ступени разделения
БСУ — бортовая система управления
БЦВК — бортовой цифровой вычислительный комплекс
БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина
БЭ — базовый элемент
ВТИ — внешнетраекторные измерения
ГД — газовый двигатель
ГеоСК — геодезическая система координат
ГИ — гироскопический интегратор
ГО — грузовой отсек
ГОА — газоотводный аппарат
ГСК — Гринвичская система координат
ГСО — геостационарная орбита
ГСП — гиростабилизированная платформа
ГТК — грузовой транспортный контейнер
ГТС — трехосный гиростабилизатор
ДМ — датчики моментов
ДС — двигатели стабилизации
ДУ — двигательная установка
ДУП — датчик углов прецессии
ДУС — датчик угловой скорости
ДУСАС — двигательная установка системы аварийного спасения
ЖРД — жидкостный реактивный двигатель
ЖРДМТ — жидкостные ракетные двигатели малой тяги
ИО — исполнительный орган
КА — космический аппарат
КГЧ — космическая головная часть
КК — космический корабль
ККП — комплекс командных приборов
КМ — космический мусор
КО — космический объект
КПУ — кодовый преобразователь угла
КР — космическая ракета
КРЛ — командная радиолиния
ЛА — летательный аппарат
ЛКИ — летно-конструкторские испытания
ЛТХ — летно-технические характеристики
МКА — многоразовый космический аппарат
МТКК — многоразовый транспортный космический корабль
МТКС — многоразовая транспортная космическая система
НАСА — Национальное аэрокосмическое агентство
НАСУ — наземная аппаратура системы управления
НГО — негерметичные отсеки
НИИхиммаш — Научно-исследовательский и конструкторский институт химического машиностроения
НИС — нуль-индикатор скорости
НППА — наземная проверочно-пусковая аппаратура
НСУК — наземная система управления и контроля
НУК — наземный управляющий комплекс
НУС — нижний узел связей
НЦВК — наземный цифровой вычислительный комплекс
ОК — орбитальный корабль
ОПП — основные проектные параметры
ОС — орбитальная станция
ПА — приводы автоматики
ПАД — пороховой аккумулятор давления
ПГ — полезный груз
ПГС — пневмогидравлическая система
ПГСП — пневмогидравлическая система подачи
ПЗ — полетное задание
ПМО — программно-математическое обеспечение
ПНС — продукт неполного сгорания
ПО — приборный отсек
ПП — прицельная призма
ППП — подвижная пусковая платформа

ПСМ — прямое статистическое моделирование
ПУ — пусковая установка
ПУРС — прибор управления ракетным стартом
РБ — разгонный блок
РДТТ — ракетные двигатели на твердом топливе
РКА — Российское космическое агентство
РКК — ракетно-космический комплекс
РКН — ракета космического назначения
РКС — ракетно-космическая система
РМ — рулевые машины
РН — ракета-носитель
РП — рулевые приводы
РСДБ — радиоинтерферометры со сверхдлинной базой
СА — спускаемый аппарат
СБ — солнечная батарея
СВ — средство выведения
СВА — собственная внешняя атмосфера
СДУ — система дистанционного управления
СКД — система контроля и диагностики
СКС — сборочно-командное судно
СкСК — скоростная система координат
СМ — служебный модуль
СОБ — система опорожнения баков
СООБ — система одновременного опорожнения баков
СП — стартовая платформа
СПА — система приводов автоматики
СПУ — стартовая пусковая установка
СР — система разделения
СРП — счетно-решающий прибор
СС — стартовое сооружение
ССК — связанная система координат
ССН — система спутниковой навигации
СТК — система телеметрического контроля
СУ — система управления
ТЗП — теплозащитное покрытие
ТК — технический комплекс
ТМИ — телеметрические измерения
ТНА — турбонасосный агрегат
ТП — траектория перелета
ТПК — транспортно-пусковой контейнер
ТУ — терминальное управление
УВД — ударно-волновое давление
УИ — устройство исполнения
УКСС — универсальный комплекс стенд-старт
УО — устройство обмена
УП — усилитель-преобразователь
УТС — управление токами стабилизации
УУ — усилительное устройство
ФСК — фундаментальная система координат
ХО — хвостовой отсек
ХТ — характерные точки
ЦАГИ — Центральный аэрогидродинамический институт
ЦКС — цифровой канал связи
ЦМ — центр масс
ЦНИИМаш — Центральный научно-исследовательский институт машиностроения
ЦП — центральный процессор
ЦУП — Центр управления полетами
ШПУ — шахтная пусковая установка
ЭВТИ — экранно-вакуумная теплоизоляция
ЭГУ — электрогидравлический усилитель

Раздел 1
ФИЗИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Глава 1.1
ВРЕМЯ И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

1.1.1. ВРЕМЯ

В условиях космического полета привязка ко времени координат аппарата, траекторных измерений, телеметрической информации, телевизионных снимков и других данных требует высокой точности. Необходимость использования различных шкал времени обусловлена существующими традициями, возможностями современной техники, принятыми административными решениями, явлениями природы и физическими свойствами материи. Ниже описываются 5 наиболее важных для рассматриваемого круга вопросов шкал времени [1]:

1. Барицентрическое динамическое время *TDB* (*Barycentric Dynamical Time*)
2. Земное время *TT* (*Terrestrial Time*)
3. Атомное время *TAI* (*International Atomic Time*).
4. Международное координированное время *UTC* (*Coordinated Universal Time*).
5. Всемирное время *UT* (*Universal Time*).

Барицентрическое динамическое время. В современном представлении время — понятие релятивистское. Шкалы времени различаются в точках пространства, движущихся с различными скоростями. *TDB* отнесено к инерциальной системе координат, теоретически ассоциированной с барицентром Солнечной системы. Шкала *TDB* используется в качестве аргумента дифференциальных уравнений движения тел Солнечной системы. Для привязки времени, измеренного расположенными на Земле приборами, к шкале *TDB* учитываются эффекты общей теории относительности, возникающие вследствие орбитального движения Земли и движения станции наблюдения относительно центра масс Земли.

Барицентрическое динамическое время определено в 1976 г. *Международным астрономическим союзом* (*МАС*) вместо нерелятивистского эфемеридного времени, которое использовалось с 1960 г. как аргумент в таблицах эфемерид тел Солнечной системы.

Земное время. Шкала земного времени определена МАС в 1976 г. как дополнение к шкале *TDB*, в качестве времени теоретически приближающего собственное (в терминологии общей теории относительности) время земного наблюдателя. До 1991 г. данное время называлось Земным динамическим временем *TDT* (*Terrestrial Dynamical Time*). В 1991 г. МАС принял решение изменить обозначение шкалы времени *TDT* на *TT* из-за несоответствия непосредственно динамике движения Земли или какого-либо другого тела Солнечной системы.

Шкала *TT* отличается от шкалы динамического времени *TDB* на величину релятивистских поправок, которые носят периодический характер и имеют амплитуду, приблизительно равную 0,0016 с. Скорости изменения шкал времени *TT* и *TDB* определены таким образом, что данные поправки содержат только периодические члены, возникающие вследствие орбитального движения Земли относительно барицентра Солнечной системы. Приближенно, с учетом главных членов, содержащих годовой и полугодовой периоды, переход от шкалы времени *TT* к *TDB* можно выполнить по формуле

$$TDB = TT + 0{,}001658 \sin g + 0{,}000014 \sin 2g, \quad (1.1.1)$$

где $g = 357{,}53 + 0{,}9856003(jd - 2\,451545)$; jd — юлианская дата, соответствующая текущему моменту времени.

Юлианские даты. Юлианский счет суток или юлианские даты [2] используются для подсчета числа суток, протекших между заданными датами и других расчетов, связанных с привязкой событий ко времени. Юлианские даты считаются непрерывно через годы, столетия и тысячелетия, начиная с 12 ч Гринвичского времени 1 января 4713 г. до н. э. Этот момент времени считается нулевым юлианским днем.

Определить количество суток d между двумя календарными датами *date*1 и *date*2 можно по формуле

$$d = JD(date2) - JD(date1), \quad (1.1.2)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $JD(date1)$ и $JD(date2)$ — юлианские даты, относящиеся к календарным датам $date1$ и $date2$ соответственно.

Существует множество алгоритмов определения номера юлианского дня по заданной календарной дате. Один из них [3] приводится ниже в качестве примера:

$$jd = d - 32075 + 1461(y + 4800 + (m - 14)/12)/4 + \\ + 367(m - 2 - ((m - 14)/12)12)/12 - 3((y + 4900 + \\ + (m - 14)/12)/100)/4, \qquad (1.1.3)$$

где jd — юлианская дата, d — число месяца, y — год, m — месяц. Наклонная черта «/» в приведенной формуле обозначает целочисленное деление.

Обратное преобразование — переход от номера юлианского дня к григорианской дате выполняется по формулам:

$$\left.\begin{aligned} l &= jd + 68569; \\ n &= (4l)/146097; \\ l &= l - (146097n + 3)/4; \\ i &= (4000(l + 1))/1461001; \\ l &= l - (1461i)/4 + 31; \\ j &= (80l)/2447; \\ d &= l - (2447j)/80; \\ l &= j/11; \\ m &= j + 2 - (12l); \\ y &= 100(n - 49) + i + l, \end{aligned}\right\} \qquad (1.1.4)$$

где l, n, i, j — вспомогательные величины, использующиеся при вычислениях.

Атомное время. В отличие от теоретически определенных шкал времени *TDB* и *TT* международная шкала атомного времени *TAI* базируется на измерениях очень точных приборов, расположенных на поверхности Земли. Шкала времени *TAI* построена на базе показаний около 300 атомных часов более 50 лабораторий различных стран. В 1967 г. 13-я Генеральная конференция по мерам и весам установила длительность секунды шкалы времени *TAI* равной 9 192 631 770 периодам излучения, соответствующим переходу между двумя сверхтонкими уровнями основного состояния атома цезия 133.

В настоящее время *TAI* служит наилучшим измеряемым приближением к шкале времени *TT* и обеспечивает связь наблюдаемых физическими приборами событий с динамической шкалой времени *TDB*. С другой стороны, *TAI* являтся основой для построения шкалы гражданского времени *UTC*. Нуль-пункт шкалы времени *TAI* сдвинут относительно шкалы времени *TT* на 32,184 с:

$$TT = TAI + 32{,}184. \qquad (1.1.5)$$

Международное координированное время. Шкала международного координированного времени *UTC* повсеместно используется как гражданское время.

До 1961 г. радиосигналы точного времени были синхронизированы с Гринвичским средним временем, определенным на основе астрометрических данных. В период с 1961 по 1971 г. решениями МАС длительность секунды *UTC* изменялась таким образом, чтобы обеспечить синхронность с вращением Земли.

На 1 января 1972 г. МАС определил величину сдвига шкалы *TAI* относительно шкалы *UTC* на 10 с. Данная величина приблизительно соответствует разности между *UT*1 и *UTC*, накопленной с 1958 г., когда смещение шкалы *TAI* относительно UT1 было установлено равным нулю. Длительность секунды *UTC* начиная с 1 января 1972 г. установлена равной длительности секунды атомного времени *TAI*. Таким образом, современная шкала *UTC* отличается от *TAI* на целое число секунд.

Для согласования шкалы *UTC* с астрономическим временем *UT*1 (среднее солнечное время), базирующимся на измерениях осевого вращения Земли, в шкалу *UTC* периодически вносятся скачкообразные поправки, величиной в 1 с. Такие поправки вносят и реализуют между 30 июня и 1 июля текущего года или 31 декабря текущего года и 1 января следующего года, когда разность $UT1 - UTC = 0{,}9$. Перечень скачкообразных изменений шкалы времени *UTC* начиная с 1972 г. приведен в табл. 1.1.1.

1.1.1. Перечень скачкообразных изменений шкалы времени UTC

Год	Изменения шкалы времени UTC, с	
	30 июня 23:59:60	31 декабря 23:59:60
1972	+1	+1
1973		+1
1974		+1
1975		+1
1976		+1
1977		+1
1978		+1
1979		+1
1981	+1	
1982	+1	

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Окончание табл. 1.1.1

Год	Изменения шкалы времени UTC, с	
	30 июня 23:59:60	31 декабря 23:59:60
1983	+1	
1985	+1	
1987		+1
1989		+1
1990		+1
1992	+1	
1993	+1	
1994	+1	
1995		+1
1997	+1	
1998		+1
2005		+1

Всемирное время. Всемирное время *UT* (*Universal Time*) используют с 1 января 1925 г. вместо астрономического времени, отсчитывается от нижней кульминации среднего Солнца на меридиане Гринвича. Измерения всемирного времени получают в результате обработки данных обсерваторий, в которые наибольший вклад вносят радиоинтерферометры со сверхдлинной базой. С 1 января 1956 г. определены три шкалы всемирного времени:

*UT*0 — всемирное время, определяемое на основе непосредственных астрономических наблюдений, т.е. время мгновенного Гринвичского меридиана, положение плоскости которого характеризуется мгновенным положением полюсов Земли;

*UT*1 — среднее солнечное время, определяемое угловым положением среднего Гринвичского меридиана. Отличается от *UT*0 поправками на смещение географического полюса вследствие смещения тела Земли относительно оси ее вращения;

*UT*2 — «сглаженное» время *UT*1 с поправками на сезонные изменения угловой скорости вращения Земли.

Наиболее важна система *UT*1, отражающая действительное вращение Земли. Она определяет ориентацию среднего Гринвичского меридиана, т.е. оси *X* системы координат, связанной с фигурой Земли. Шкалы *UT*0 и *UT*2 в настоящее время практически не применяют. Шкалу времени *UT*1 используют для определения ориентации Земли в инерциальном пространстве. Переход от шкалы времени *UT*1 к шкале времени *UTC* осуществляют по специальным таблицам, которые публикует Международная служба вращения Земли *IERS* (*International Earth Rotation Service*).

На рис. 1.1.1 графически представлена схема взаимозависимости шкал времени. Источниками измерений времени (два прямо-

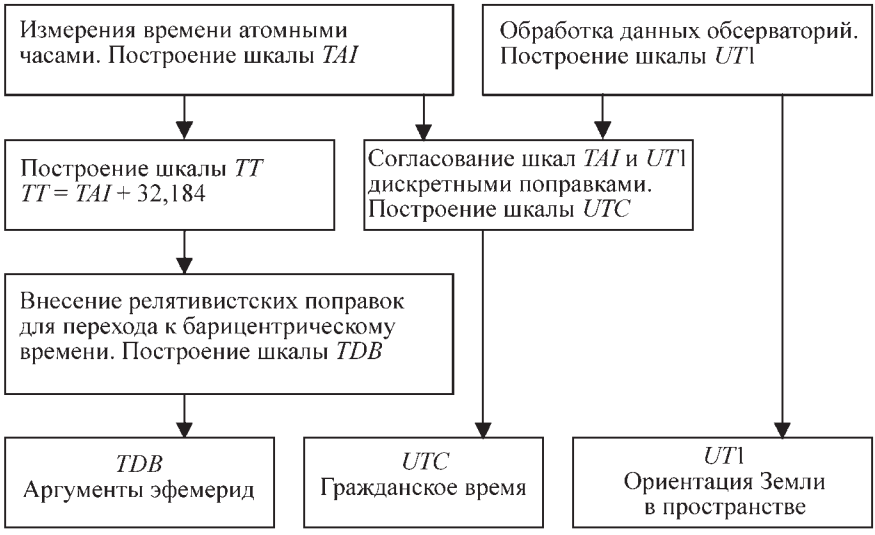


Рис. 1.1.1. Схема взаимозависимости шкал времени

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

угольника, расположенные наверху схемы) являются атомные эталоны частоты, на которых базируется шкала времени *TAI*, и данные обсерваторий, обеспечивающие высокоточное определение шкалы времени *UT*1. На основе этих источников строят шкалу времени *TT*, наиболее точно приближающую равномерную шкалу собственного времени наблюдателя, шкалы динамического времени, ассоциированную с временем наблюдателя, расположенного в инерциальной системе координат (центр масс Солнечной системы) и времени *UTC*. Три прямоугольника, расположенные в нижней части схемы, указывают на области применения шкал времени *TDB*, *UTC*, *UT*1.

1.1.2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

В задачах динамики космического полета для описания движения небесных тел, как правило, используют системы координат двух видов. Системы координат, которые в некотором приближении можно рассматривать как инерциальные и системы координат, жестко связанные каким-либо материальным телом — фигурой Земли, планет, других тел Солнечной системы, точкой наблюдения на поверхности Земли или элементами конструкции КА.

Фундаментальная система координат. В качестве инерциальной системы координат чаще всего используют *фундаментальную систему координат* (*ФСК*). ФСК определяют так, чтобы обеспечить как можно более точное приближение к инерциальной системе координат, центр которой движется равномерно и прямолинейно, а оси не меняют направление. Основой для построения ФСК служит каталог положений и собственных движений определенного числа опорных точек на небесной сфере, координаты которых известны или заданы априорно. Опорными точками при построении ФСК могут быть звезды, внегалактические источники (квазары, ядра галактик) [4], а также динамические объекты — планеты или другие тела Солнечной системы (естественного или искусственного происхождения).

До 1998 г. применялась ФСК, получившая обозначение IAU1976FK5. Она опиралась на *пятый выпуск фундаментального каталога звезд* (*FK5*), модель прецессии Земли, принятую в 1976 г. решением МАС, теорию нутации — 1980 г., определение звездного времени — в 1982 г. и разработанные Лабораторией реактивного движения США эфемериды Луны и планет DE200. Плоскость *XY* и ось *X* системы совпадают соответственно с плоскостью среднего экватора и точкой весеннего равноденствия эпохи *J*2000, соответствующей юлианской дате 2 451 545,0 (12 ч 1 января 2000 г. шкалы времени *TDB*).

В 1998 г. МАС формально принял новое определение ФСК [5], обозначив ее *ICRS* (*International Celestial Reference System*). ICRS — теоретически неподвижная и невращающаяся барицентрическая система отсчета, направление осей которой определено по внегалактическим источникам [4, 6]. Эта система отсчета опирается на новую модель прецессии и нутации, шкалу времени *TDB* и использует последние значения астрономических постоянных. Направления осей системы координат ICRS согласованы с FK5 в пределах точности знания направлений осей системы координат IAU1976FK5, поэтому для большинства прикладных задач разница между ФСК IAU1976FK5 и ICRS несущественна. В приложениях данную *систему координат* (*СК*) часто обозначают *EME2000* (*Earth Mean Equator and equinox*) или СК *J*2000. СК EME2000 обычно применяют для записи дифференциальных уравнений движения КА и вычисления координат Луны, Солнца и планет.

До 1976 г. использовались ФСК, отнесенные к одной из стандартных эпох — *B*1900,0; *B*1950,0; *B*1975,0; *B*2000,0. Данные эпохи соответствуют началу *бесселева года*. По определению за начало *бесселева года* принимают момент времени, когда средняя долгота Солнца равна 280° или в часовой мере 18 ч 40 мин Гринвичского времени. В табл. 1.1.2 приведены календарные моменты времени, которые соответствуют применяемым при построении ФСК стандартным эпохам.

Гринвичская система координат. Расположение точек на поверхности Земли описывают в СК, жестко связанной с ее фигурой. В отечественной литературе ее обычно называют *Гринвичской системой координат* (*ГСК*), а при записи формул обозначают английской аббревиатурой *GCS* (*Greenwich Coordinate System*).

Формальное определение данной системы принято в 1988 г. Международной службой вращения Земли *IERS*. Согласно этому определению Международная земная СК *ITRS* (*International Terrestrial Reference System*) есть геоцентрическая система с началом в центре

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1.1.2. Календарные моменты времени, соответствующие применяемым при построении ФСК стандартным эпохам

Обозначение	Юлианская дата	Дата	Время (*TDB*)
*B*1900,0	2 415 020,31352	31.12.1899	19:31:28,12
*B*1950,0	2 433 282,42345906	31.12.1949	22:09:46,86
*B*1975,0	2 442 413,4782	31.12.1974	23:28:36,48
*B*2000,0	2 451 544,5333981	01.01.2000	00:48:05,59584
*J*2000	2 451 545,0	01.01.2000	12:00:00,00

масс Земли, включая океаны и атмосферу. Направление осей ITRS определяют высокоточные измерения ряда опорных пунктов.

Ось *Z* направлена в опорный полюс *IRP* (*IERS Reference Pole*). В пределах ошибок наблюдений данное направление согласовано со средним положением Северного полюса Земли по измерениям на интервале с 1900 по 1905 г. Ось *X* лежит в плоскости опорного (Гринвичского) меридиана *IRM* (*IERS Reference Meridian*).

Местная топоцентрическая система координат. Координаты космического объекта с точки зрения наблюдателя, расположенного на поверхности Земли, представляются в *местной топоцентрической системе координат* (*МТСК*). При построении МТСК поверхность Земли представляется эллипсоидом вращения, оси МТСК ориентированы по направлениям на местную вертикаль, север и восток. МТСК используют для отсчета угловых параметров направления на космический объект — азимута и угла места. Отсчет азимута производят от направления на север к востоку (по часовой стрелке). Диапазон изменения от 0 до 360°. Отсчет углов места от плоскости местного горизонта к зениту. Диапазон изменения от –90 до 90°.

Начало МТСК может быть совмещено с заданной точкой земной поверхности или с центром масс какого-либо объекта, расположенного на небольшой высоте над поверхностью Земли. В различных приложениях применяют два варианта обозначения осей МТСК:

1. Оси *X* и *Y* расположены в плоскости местного горизонта и направлены на север и восток соответственно, ось *Z* направлена по линии местной вертикали (в зенит). Данную СК обозначают аббревиатурой МТСК-1 или *NEZ* (*North, East, Zenith*).

2. Ось *X* и *Z* направлены на север и восток соответственно, ось *Y* направлена по линии местной вертикали (в зенит). Данную СК обозначают аббревиатурой МТСК-2 или *NZE* (*North, Zenith, East*).

Орбитальная система координат. *Орбитальную систему координат* (*ОСК*) используют для представления координат наземных и *космических объектов* относительно КА. В формулах ОСК часто обозначают английской аббревиатурой *OCS* (*Orbital Coordinate System*). От осей ОСК производят отсчет углов курса и тангажа, которые характеризуют направление проводящихся маневров и направление на объекты, наблюдаемые с борта КА. Начало ОСК совпадает с центром масс КА. Ось *Y* направлена по радиус-вектору КА — от центра масс Земли к центру масс КА, ось *Z* ортогональна плоскости орбиты КА, т.е. радиус-вектору и вектору скорости, ось *X* ортогональна осям *Y* и *Z* в сторону движения КА. Плоскость *XZ* ОСК близка, но не совпадает с плоскостью местного горизонта, так как определяется без учета геометрического сжатия Земли.

Скоростная система координат. При решении задач управления полетом для описания движения наблюдаемого объекта относительно КА наряду с ОСК используют *скоростную систему координат* (*СкСК*). При записи формул СкСК удобнее обозначать английской аббревиатурой *VCS* (*Velocity Coordinate System*).

Начало СкСК совпадает с центром масс КА. Ось *X* направлена вдоль вектора скорости КА, ось *Z* ортогональна плоскости орбиты КА радиус-вектору и вектору скорости, ось *Y* направлена ортогонально осям *X* и *Z* в сторону, противоположную направлению на Землю.

Связанная система координат. Начало *связанной системы координат* (*ССК*) расположено в центре масс КА. Направления осей ССК жестко связаны с корпусом аппарата и определяются специально для каждого аппарата. ССК применяют для описания ориентации КА. В иностранной литературе ССК обычно назы-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вают *Body Coordinate System*, а в формулах часто используется аббревиатура *BCS*.

Ориентация КА характеризуется положением осей ССК относительно ФСК. С другой стороны, ССК — базовая СК для определения расположения приборов и элементов конструкции КА. Обычно ось *X* обычно направлена от хвостовой части, где расположен двигатель, к носовой вдоль главной оси аппарата. Если панели *солнечных батарей* (*СБ*) поворачиваются, то ось *Z* обычно направлена вдоль оси поворота, ось *Y* дополняет систему координат до правой тройки.

Геодезическая система координат. *Геодезическая система координат* (*ГеоСК*) определяет положение объекта двумя угловыми параметрами (широтой φ и долготой λ, а также высотой относительно поверхности Земли, заданной эллипсоидом вращения.

Геодезическая широта точки — угол между плоскостью экватора и нормалью к поверхности Земли в этой точке. Диапазон изменения широт — от –90° (Южный полюс) до 90° (Северный полюс).

Геодезическая долгота точки — угол между плоскостями Гринвичского меридиана и меридиана, на котором находится рассматриваемая точка. Геодезическая долгота отсчитывается от Гринвичского меридиана на восток. Диапазон изменения долгот — от 0° (Гринвичский меридиан) до 360°.

Стартовая система координат. *Стартовую систему координат* (*СтСК*) используют для описания движения КА на активном участке траектории. Для обозначения СтСК в формулах удобнее использовать английскую аббревиатуру *LCS* (*Launch Coordinate System*).

Начало СтСК расположено в точке старта *ракеты-носителя* (*РН*). Ось *X* направлена в сторону движения РН по касательной к проекции траектории на плоскость местного горизонта в точке старта. Ось *Y* направлена в зенит, ортогонально плоскости местного горизонта. Ось *Z* дополняет систему координат до правой тройки: она ортогональна плоскости, касательной к плоскости орбиты КА в точке старта.

Система координат, связанная с фигурой небесного тела. *Систему координат, связанную с фигурой небесного тела* (*СКНТ*), применяют для работы с автоматическими межпланетными станциями в непосредственной близости к поверхности планеты, ее естественного спутника, астероида или кометы. В формулах для обозначения СКНТ используют английскую аббревиатуру *CBCS* (*Celestial Body Coordinate System*).

МАС рекомендовал [7] использовать для определения СКНТ угловые координаты Северного полюса и положение первого меридиана рассматриваемого *небесного тела* (*НТ*). Угловые координаты Северного полюса, прямое восхождение α_0 и склонение δ_0 отсчитывают от осей ФСК *J*2000, т.е. от среднего экватора и точки весеннего равноденствия Земли эпохи *JD* = 2 451 545,0 *TDB*. Положение первого меридиана определяют углом *W*, который отсчитывается вдоль экватора планеты в восточном направлении, от точки пересечения плоскости экватора Земли СК *J*2000 с плоскостью экватора НТ до точки пересечения первого меридиана с экватором НТ.

Угловые координаты α_0, δ_0, полюса́ и угол *W* изменяются со временем. Увеличение *W* означает прямое вращение НТ, уменьшение соответствует обратному вращению.

1.1.3. ПРЕОБРАЗОВАНИЯ МЕЖДУ СИСТЕМАМИ КООРДИНАТ

Порядок выполнения преобразований между описанными выше СК схематически представлен на рис. 1.1.2. Стрелками указаны допустимые переходы от одной СК к другой. Соответствующие алгоритмы описаны ниже. Используя прямые и обратные преобразования, можно осуществить переход из любой за-

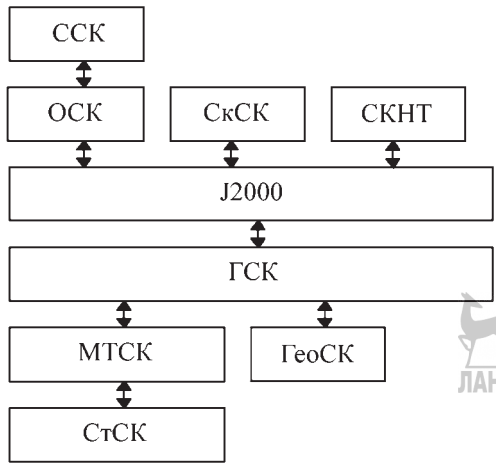


Рис. 1.1.2. Схема порядка выполнения преобразований между системами координат

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

данной СК в любую другую путем последовательного применения преобразований.

Переход от СК *J*2000 к ГСК. Если положение объекта в СК *J*2000 определено вектором $\boldsymbol{r}_{J\,2000}$, то его положение в ГСК в момент времени, соответствующий юлианской дате *JD*, выражает формула

$$\boldsymbol{r}_{GCS} = \mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS}\boldsymbol{r}_{J\,2000}, \qquad (1.1.6)$$

где $\mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS}$ — матрица перехода из СК *J*2000 в ГСК, которая вычисляется как произведение четырех матриц:

$$\mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS} = \mathbf{MSNP}, \qquad (1.1.7)$$

где **P** — матрица прецессии, определяющая переход от среднего экватора и равноденствия фундаментальной эпохи *J*2000 к среднему экватору и равноденствию текущей эпохи *JD*; **N** — матрица нутации в эпоху *JD*; **S** — матрица поворота системы координат в плоскости истинного экватора на угол *s*, определяющий Гринвичское звездное время в эпоху *JD*; **M** — матрица, учитывающая смещение положения мгновенного полюса Земли в эпоху *t* относительно международного условного начала.

Обратное преобразование выполняется по формуле

$$\boldsymbol{r}_{J\,2000} = (\mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_{GCS}, \qquad (1.1.8)$$

где $(\mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS})^{\mathrm{T}}$ — матрица, транспонированная по отношению к $\mathbf{A}_{J\,2000}^{GCS}$.

Элементы матрицы **P** вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned}
p_{11} &= \cos\zeta\cos z\cos\theta - \sin\zeta\sin z;\\
p_{12} &= -\sin\zeta\cos z\cos\theta - \cos\zeta\sin z;\\
p_{13} &= -\cos z\sin\theta;\\
p_{21} &= \cos\zeta\sin z\cos\theta + \sin\zeta\cos z;\\
p_{22} &= -\sin\zeta\sin z\cos\theta + \cos\zeta\cos z;\\
p_{23} &= -\sin z\sin\theta;\\
p_{31} &= \cos\zeta\sin\theta;\\
p_{32} &= -\sin\zeta\sin\theta;\\
p_{33} &= \cos\theta,
\end{aligned} \qquad (1.1.9)$$

где $\zeta = (2306{,}2181'' + 1{,}39656''T_0 - 0{,}000139''T_0^2)T_\Delta + {}$
$+ (0{,}30188'' - 0{,}000344''T_0)T_\Delta^2 + 0{,}017998''T_\Delta^3;$
$z = (2306{,}2181'' + 1{,}39656''T_0 - 0{,}000139''T_0^2)T_\Delta + {}$
$+ (1{,}09468'' + 0{,}000066''T_0)T_\Delta^2 + 0{,}018203''T_\Delta^3;$
$\theta = (2004{,}3109'' - 0{,}85330''T_0 - 0{,}000217''T_0^2)T_\Delta + {}$
$+ (-0{,}42665'' - 0{,}000217''T_0)T_\Delta^2 - 0{,}041833''T_\Delta^3,$

T_0, T_Δ — интервалы времени, выраженные в юлианских столетиях:

$$T_0 = \frac{JD_{\mathrm{start}} - J2000}{36\ 525};\quad T_\Delta = \frac{JD_{\mathrm{end}} - JD_{\mathrm{start}}}{36\ 525},$$

здесь JD_{start} — фиксированная эпоха, соответствующая начальному времени; *J*2000 — базовая эпоха; JD_{end} — эпоха, соответствующая текущему времени.

Если JD_{start} соответствует базовой эпохе *J*2000, то выражения для ζ, z, θ в радианах приобретают вид:

$$\begin{aligned}
\zeta &= 0{,}011180860T_{TDB} + 1{,}464\cdot10^{-6}T_{TDB}^2 + {}\\
&\quad + 8{,}7\cdot10^{-8}T_{TDB}^3;\\
z &= 0{,}011180860T_{TDB} + 5{,}308\cdot10^{-6}T_{TDB}^2 + {}\\
&\quad + 8{,}9\cdot10^{-8}T_{TDB}^3;\\
\theta &= 0{,}009717173T_{TDB} - 2{,}068\cdot10^{-6}T_{TDB}^2 - {}\\
&\quad - 2{,}02\cdot10^{-7}T_{TDB}^3,
\end{aligned} \qquad (1.1.10)$$

где T_{TDB} — число юлианских столетий от базовой эпохи *J*2000 в системе *TDB*.

Элементы матрицы **N** вычисляют по формулам:

$$\begin{aligned}
n_{11} &= \cos\Delta\psi;\\
n_{12} &= -\sin\Delta\psi\cos\varepsilon_0;\\
n_{13} &= -\sin\Delta\psi\sin\varepsilon_0;\\
n_{21} &= \sin\Delta\psi\cos\varepsilon;\\
n_{22} &= \cos\Delta\psi\cos\varepsilon\cos\varepsilon_0 + \sin\varepsilon\sin\varepsilon_0;\\
n_{23} &= \cos\Delta\psi\cos\varepsilon\sin\varepsilon_0 - \sin\varepsilon\cos\varepsilon_0;\\
n_{31} &= \sin\Delta\psi\sin\varepsilon;\\
n_{32} &= \cos\Delta\psi\sin\varepsilon\cos\varepsilon_0 - \cos\varepsilon\sin\varepsilon_0;\\
n_{33} &= \cos\Delta\psi\sin\varepsilon\sin\varepsilon_0 + \cos\varepsilon\cos\varepsilon_0,
\end{aligned} \qquad (1.1.11)$$

где $\Delta\psi$ — нутация в долготе; ε_0 — средний наклон эклиптики к экватору, вычисляемый по формуле $\varepsilon_0 = 0{,}4090928042 - 0{,}2269655\cdot10^{-3}T_{TDB} - {}$
$- 2{,}86\cdot10^{-9}T_{TDB}^2 + 8{,}80\cdot10^{-9}T_{TDB}^3$; ε — истинный наклон эклиптики к экватору, вычисляемый по формуле из теории нутации, принятой МАС, $\varepsilon = \varepsilon_0 + \Delta\varepsilon$, где $\Delta\varepsilon$ — нутация в наклоне.

Нутации в долготе и наклоне находят из разложений:

$$\begin{aligned}
\Delta\psi &= \sum_{i=1}^{106}(A_i + B_iT_{TDB})\sin(a_{1i}M_L + {}\\
&\quad + a_{2i}M_S + a_{3i}u_L + a_{4i}D_S + a_{5i}\Omega_L);\\
\Delta\varepsilon &= \sum_{i=1}^{106}(C_i + D_iT_{TDB})\cos(a_{1i}M_L + {}\\
&\quad + a_{2i}M_S + a_{3i}u_L + a_{4i}D_S + a_{5i}\Omega_L),
\end{aligned} \qquad (1.1.12)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где M_L — средняя аномалия Луны, $M_L = 2{,}355548394 + (1325\cdot 2\pi + 3{,}470890873)T_{TDB} + 1{,}517952\cdot 10^{-4}T_{TDB}^2 + 3{,}103\cdot 10^{-7}T_{TDB}^3$; M_S — средняя аномалия Солнца, $M_S = 6{,}24003594 + (99\cdot 2\pi + 6{,}2666106)T_{TDB} - 2{,}7974\cdot 10^{-6}T_{TDB}^2 - 5{,}82\times 10^{-8}T_{TDB}^3$; u_L — средний аргумент широты Луны, $u_L = 1{,}627901934 + (1342\cdot 2\pi + 1{,}431476084)\times T_{TDB} - 6{,}427117\cdot 10^{-5}T_{TDB}^2 + 5{,}34\cdot 10^{-8}T_{TDB}^3$; D_S — разность средних долгот Луны и Солнца, $D_S = 5{,}198469514 + \left(1236\cdot 2\pi + 5{,}36010650\right)T_{TDB} - 3{,}34086\cdot 10^{-5}T_{TDB}^2 + 9{,}22\cdot 10^{-8}T_{TDB}^3$; Ω_L — долгота восходящего узла средней Лунной орбиты, $\Omega_L = 2{,}182438624 - (5\cdot 2\pi + 2{,}341119397)T_{TDB} + 3{,}61429\cdot 10^{-5}T_{TDB}^2 + 3{,}88\cdot 10^{-8}T_{TDB}^3$.

В табл. 1.1.3 приведены значения коэффициентов A_i, B_i, C_i, D_i, a_{1i}, a_{2i}, a_{3i}, a_{4i}, a_{5i} для первых 15 членов разложения (1.1.12). Полный набор коэффициентов содержится в [8].

Матрица поворота S имеет вид

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \cos S_a & \sin S_a & 0 \\ -\sin S_a & \cos S_a & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \qquad (1.1.13а)$$

где S_a — значение Гринвичского истинного звездного времени в эпоху, определенную юлианской датой JD, $S_a = S_{\text{mean}} + \Delta\psi\cos\varepsilon$.

Гринвичское среднее звездное время S_{mean} вычисляется по формуле

$$S_{\text{mean}} = 1{,}7533685592 + 628{,}3319706889T_{UT1} + 6{,}7707139\cdot 10^{-6}T_{UT1}^2 - 4{,}50876\cdot 10^{-10}T_{UT1}^3 + 1{,}002737909350795\cdot 2\pi\cdot(JD_{UT1} - JD_0),$$

где $JD_{UT1} = JD - (32{,}184 + \Delta UTC - \Delta UT1)/86\,400$; ΔUTC — разница между шкалами времени UTC и TDB; $\Delta UT1$ — поправка за переход от всемирного координированного времени UTC к универсальному времени $UT1$; $T_{UT1} = \dfrac{JD_{UT1} - 2\,451\,545{,}0}{36\,525}$.

Матрица **M** имеет вид

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \cos x_p & 0 & \sin x_p \\ \sin x_p \sin y_p & \cos y_p & -\cos x_p \sin y_p \\ -\sin x_p \cos y_p & \sin y_p & \cos x_p \cos y_p \end{bmatrix}, \qquad (1.1.13б)$$

где x_p и y_p — координаты Северного полюса Земли, зависящие от времени и вычисляемые с использованием таблиц.

Переход от ГСК к МТСК. Преобразование радиус-вектора объекта $\boldsymbol{r}$, заданного в ГСК в МТСК-1, связанную с заданным пунк-

1.1.3. Коэффициенты нутации в теории МАС 1980, эпоха *J*2000

i	a_{1i}	a_{2i}	a_{3i}	a_{4i}	a_{5i}	$A_i\cdot(10^{-4})''$	$B_i\cdot(10^{-4})''$	$C_i\cdot(10^{-4})''$	$D_i\cdot(10^{-4})''$
1	0	0	0	0	1	–171 996	–174,2	92 025	8,9
2	0	0	2	–2	2	–13 187	–1,6	5 736	–3,1
3	0	0	2	0	2	–2 274	–0,2	977	–0,5
4	0	0	0	0	2	2 062	0,2	–895	0,5
5	0	1	0	0	0	1 426	–3,4	54	–0,1
6	1	0	0	0	0	712	0,1	–7	0
7	0	1	2	–2	2	–517	1,2	224	–0,6
8	0	0	2	0	1	–386	–0,4	200	0
9	1	0	2	0	2	–301	0	129	–0,1
10	0	–1	2	–2	2	217	–0,5	–95	0,3
11	1	0	0	–2	0	–158	0	–1	0
12	0	0	2	–2	1	129	0,1	–70	0
13	–1	0	2	0	2	123	0	–53	0
14	1	0	0	0	1	63	0,1	–33	0
15	0	0	0	2	0	63	0	–2	0

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

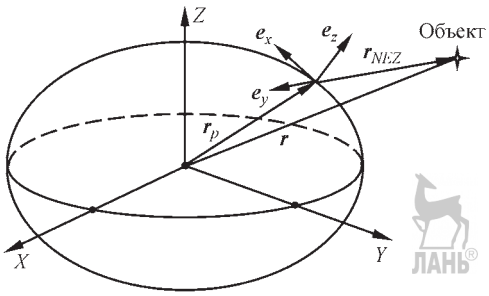


Рис. 1.1.3. Переход от Гринвичской системы координат к местной топоцентрической системе координат МТСК-1

том, расположенным на поверхности Земли, определяется формулой

$$\boldsymbol{r}_{NEZ} = \mathbf{A}_{GCS}^{NEZ}(\boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}_p), \qquad (1.1.14)$$

где $\boldsymbol{r}_p = \{x_p,\ y_p,\ z_p\}$ — радиус-вектор наземного пункта в ГСК; $\boldsymbol{r}_{NEZ}$ — вектор, определяющий положение объекта в МТСК-1.

На рис. 1.1.3 представлен переход от ГСК к МТСК-1. На рисунке схематически изображена Земля, поверхность которой представлена эллипсоидом вращения. Буквами *X*, *Y*, *Z* обозначены оси базовой ГСК. Оси МТСК-1 определяются единичными векторами $\boldsymbol{e}_x, \boldsymbol{e}_y, \boldsymbol{e}_z$.

Матрицу $\mathbf{A}_{GCS}^{NEZ}$ вычисляют с использованием следующего алгоритма:

1. Рассчитывают вспомогательные величины

$$c = \frac{1}{1-\alpha}; \qquad (1.1.15)$$

$$r_p = \sqrt{x_p^2 + y_p^2 + c^4 z_p^2}; \qquad (1.1.16)$$

$$f = \sqrt{x_p^2 + y_p^2}, \qquad (1.1.17)$$

где $\alpha = 0{,}0033528037$ — геометрическое сжатие Земли.

2. Определяют единичные векторы осей МТСК-1:

$$\boldsymbol{e}_z = \{e_z^x,\ e_z^y,\ e_z^z\} = \left\{\frac{x_p}{r_p},\ \frac{y_p}{r_p},\ \frac{c^2 z_p}{r_p}\right\}; \qquad (1.1.18)$$

$$\boldsymbol{e}_y = \left\{-\frac{y_p}{f},\ \frac{x_p}{f},\ 0\right\} = \{e_y^x,\ e_y^y,\ e_y^z\}; \qquad (1.1.19)$$

$$\boldsymbol{e}_x = \{\boldsymbol{e}_z \cdot \boldsymbol{e}_y\} = \{e_x^x,\ e_x^y,\ e_x^z\}. \qquad (1.1.20)$$

3. Формируется матрица перехода из ГСК в МТСК-1:

$$\mathbf{A}_{GCS}^{NEZ} = \begin{bmatrix} e_x^x & e_x^y & e_x^z \\ e_y^x & e_y^y & e_y^z \\ e_z^x & e_z^y & e_z^z \end{bmatrix}. \qquad (1.1.21)$$

Преобразование радиус-вектора объекта $\boldsymbol{r}$, заданного ГСК в системе координат МТСК-2, осуществляют аналогично:

$$\boldsymbol{r}_{NZE} = \mathbf{A}_{GCS}^{NZE}(\boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}_p). \qquad (1.1.22)$$

Однако при формировании матрицы вторую и третью строки меняют местами:

$$\mathbf{A}_{GCS}^{NZE} = \begin{bmatrix} e_x^x & e_x^y & e_x^z \\ e_z^x & e_z^y & e_z^z \\ e_y^x & e_y^y & e_y^z \end{bmatrix}. \qquad (1.1.23)$$

Обратное преобразование производят по формулам:

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}_p + (\mathbf{A}_{GCS}^{NEZ})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{r}_{NEZ}; \qquad (1.1.24)$$

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}_p + (\mathbf{A}_{GCS}^{NZE})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{r}_{NZE}. \qquad (1.1.25)$$

Переход от ГСК к ГеоСК (рис. 1.1.4). По заданному в ГСК радиус-вектору объекта $\boldsymbol{r}\{x, y, z\}$ определение широты φ, долготы λ и высоты *h* объекта относительно поверхности Земли, представленной эллипсоидом вращения, осуществляется с использованием следующего алгоритма:

1. Рассчитывают модуль вектора $\boldsymbol{r}$ и модуль его проекции на плоскость *XY*:

$$r_{xy} = \sqrt{x^2 + y^2},\ r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \qquad (1.1.26)$$

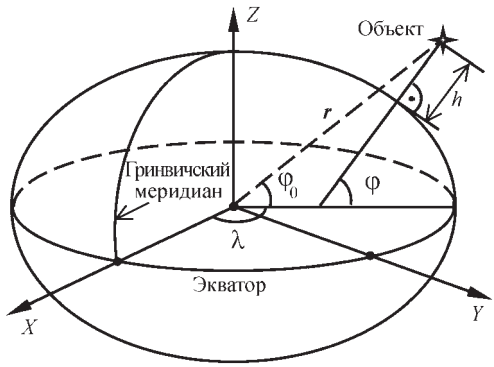


Рис. 1.1.4. Переход от Гринвичской системы координат к геодезической системе координат

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2. Вычисляют высоту объекта над поверхностью элипсоида:

$$h = r - R_e\left(1 - \alpha\frac{z^2}{r^2}\right), \qquad (1.1.27)$$

где $R_e = 6\,378{,}1363$ км — экваториальный радиус Земли; $\alpha = 0{,}0033528037$ — геометрическое сжатие Земли.

3. Определяют сферическую широту объекта:

$$\varphi_0 = \operatorname{arctg}\left(\frac{z}{r_{xy}}\right). \qquad (1.1.28а)$$

4. Вычисляют геодезическую широту объекта:

$$\varphi = \varphi_0 + 2\alpha\left(1 - \frac{h}{r}\right)\frac{z r_{xy}}{r^2}, \qquad (1.1.28б)$$

где размерность углов φ, φ_0 — радианы.

5. Определяют долготу объекта:

с использованием стандартной функции *ATAN*2, которая определяет угол по значениям его sin и cos в диапазоне от $-\pi$ до $+\pi$:

$$\lambda_0 = ATAN2\left(\frac{y}{r_{xy}}, \frac{x}{r_{xy}}\right), \qquad (1.1.29)$$

$$\text{если } \lambda_0 \ge 0, \text{ то } \lambda = \lambda_0,$$

$$\text{если } \lambda_0 < 0, \text{ то } \lambda = \lambda_0 + 2\pi, \qquad (1.1.30)$$

где размерность углов λ, λ_0 — радианы.

Обратное преобразование, определение координат объекта в ГСК по его широте, долготе и высоте над поверхностью Земли, выполняют следующим образом:

1. Вычисляют модуль проекции R_{xy} координат объекта на плоскость *XY*:

$$r_{xy} = \frac{R_e\cos\varphi}{\sqrt{\cos^2\varphi + (1-\alpha)^2\sin^2\varphi}}, \qquad (1.1.31)$$
$$R_{xy} = r_{xy} + h\cos\varphi.$$

2. Рассчитывают координаты объекта в СК *GSC*:

$$x = R_{xy}\cos\lambda,\ y = R_{xy}\sin\lambda,$$
$$z = \left[\frac{R_e(1-\alpha)^2}{\sqrt{\cos^2\varphi + (1-\alpha)^2\sin^2\varphi}} + h\right]\sin\varphi. \qquad (1.1.32)$$

Переход от ИСК *J*2000 и ГСК к ОСК. Направление осей ОСК связано с радиус-вектором и вектором скорости КА. Компоненты вектора скорости КА имеют различные значения в инерциальной СК *J*2000 и во вращающейся ГСК, но переход в ОСК производится по одним и тем же формулам. Ниже приведены формулы для преобразования координат объекта из базовой СК (ИСК *J*2000 или ГСК) в орбитальную.

Пусть $r\{x, y, z\}$ — координаты, $\mathrm{v}\{\mathrm{v}_x, \mathrm{v}_y, \mathrm{v}_z\}$ — компоненты вектора скорости КА в базовой СК, r^{obj} — координаты какого-либо объекта в базовой СК, r^{obj}_{OCS} — координаты этого же объекта в ОСК. Перевод координат объекта в ОСК осуществляют следующим образом.

1. Вычисляют единичные векторы осей ОСК

$$\boldsymbol{e}_y\{e_y^x,\ e_y^y,\ e_y^z\} = \frac{\boldsymbol{r}}{r}; \qquad (1.1.33)$$

$$\boldsymbol{e}_z\{e_z^x, e_z^y, e_z^z\} = \frac{\boldsymbol{r}\times\mathbf{v}}{|\boldsymbol{r}\cdot\mathbf{v}|}; \qquad (1.1.34)$$

$$\boldsymbol{e}_x = \{e_x^x,\ e_x^y,\ e_x^z\} = \boldsymbol{e}_z\cdot\boldsymbol{e}_y, \qquad (1.1.35)$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — модуль вектора $\boldsymbol{r}$.

2. Формируется матрица перехода в ОСК:

$$\mathbf{A}^{OCS}_{Base} = \begin{bmatrix} e_x^x & e_x^y & e_x^z \\ e_y^x & e_y^y & e_y^z \\ e_z^x & e_z^y & e_z^z \end{bmatrix}. \qquad (1.1.36)$$

3. Осуществляют переход в ОСК:

$$\boldsymbol{r}^{obj}_{OCS} = \mathbf{A}^{OCS}_{Base}(\boldsymbol{r}^{obj} - \boldsymbol{r}). \qquad (1.1.37)$$

Обратное преобразование производят по формуле

$$\boldsymbol{r}^{obj} = \boldsymbol{r} + (\mathbf{A}^{OCS}_{Base})^{\mathrm{T}}\,\boldsymbol{r}^{obj}_{OCS}. \qquad (1.1.38)$$

Переход от ИСК *J*2000 и ГСК к СкСК. Пусть $\boldsymbol{r} = \{x, y, z\}$ — радиус-вектор, а $\mathbf{v} = \{\mathrm{v}_x, \mathrm{v}_y, \mathrm{v}_z\}$ — вектор скорости КА в базовой системе координат (ИСК *J*2000 или ГСК), r^{obj}_{Base} — координаты какого-либо объекта в базовой системе координат, r^{obj}_{VCS} — координаты этого же объекта в СкСК. Перевод координат объекта в СкСК осуществляют следующим образом:

1. Вычисляют единичные векторы осей СкСК:

$$\mathrm{v} = \sqrt{\mathrm{v}_x^2 + \mathrm{v}_y^2 + \mathrm{v}_z^2}; \qquad (1.1.39)$$

$$\boldsymbol{e}_x = \{e_x^x, e_x^y, e_x^z\} = \frac{\mathbf{v}}{\mathrm{v}}; \qquad (1.1.40)$$

$$\boldsymbol{e}_z = \{e_z^x, e_z^y, e_z^z\} = \frac{\boldsymbol{r} \cdot \mathbf{v}}{|\boldsymbol{r} \cdot \mathbf{v}|}; \qquad (1.1.41)$$

$$\boldsymbol{e}_y = \{e_y^x, e_y^y, e_y^z\} = \boldsymbol{e}_z \cdot \boldsymbol{e}_x. \qquad (1.1.42)$$

$$\mathbf{A}_{OCS}^{BCS} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cdot\cos\psi & \sin\theta & -\sin\psi\cdot\cos\theta \\ -\sin\theta\cdot\cos\gamma\cdot\cos\psi + \sin\psi\cdot\sin\gamma & \cos\theta\cdot\cos\gamma & \sin\theta\cdot\cos\gamma\cdot\sin\psi + \cos\psi\cdot\sin\gamma \\ \sin\theta\cdot\sin\gamma\cdot\cos\psi + \cos\gamma\cdot\sin\psi & -\sin\gamma\cdot\cos\theta & -\sin\psi\cdot\sin\theta\sin\gamma + \cos\gamma\cdot\cos\psi \end{bmatrix}.$$

2. Формируют матрицу перехода в СкСК:

$$\mathbf{A}_{Base}^{VCS} = \begin{bmatrix} e_x^x & e_x^y & e_x^z \\ e_y^x & e_y^y & e_y^z \\ e_z^x & e_z^y & e_z^z \end{bmatrix}. \qquad (1.1.43)$$

3. Осуществляют переход в ОСК:

$$\boldsymbol{r}_{VCS}^{obj} = \mathbf{A}_{Base}^{VCS}(\boldsymbol{r}_{Base}^{obj} - \boldsymbol{r}). \qquad (1.1.44)$$

Обратное преобразование производят по формуле

$$\boldsymbol{r}_{Base}^{obj} = \boldsymbol{r} + (\mathbf{A}_{Base}^{VCS})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{r}_{VCS}^{obj}. \qquad (1.1.45)$$

Переход от ОСК к ССК. Начала ОСК и ССК совпадают между собой и расположены в центре масс КА, поэтому преобразование координат между этими системами определяют только матрицей поворота, которую характеризуют три угловых параметра: ψ — угол курса, угол между проекцией оси *X* ССК на плоскость *XZ* ОСК; θ — угол тангажа, угол между осью *X* ССК и плоскостью *XZ* ОСК; γ — угол крена, угол между осью *Y* ССК и проекции оси *Y* ОСК на плоскость *YZ* ОСК.

Пусть $\boldsymbol{r}_{OCS}$ — радиус-вектор какого-либо объекта в ОСК. Радиус-вектор $\boldsymbol{r}_{BCS}$ этого объекта в ССК определяются по формуле:

$$\boldsymbol{r}_{BCS} = \mathbf{A}_{OCS}^{BCS} \boldsymbol{r}_{OCS}. \qquad (1.1.46)$$

Матрицу $\mathbf{A}_{OCS}^{BCS}$ вычисляют как произведение трех матриц

$$\mathbf{A}_{OCS}^{BCS} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{A}_\theta \mathbf{A}_\psi, \qquad (1.1.47)$$

где $\mathbf{A}_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}$; $\mathbf{A}_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$;

$\mathbf{A}_\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}$.

Непосредственно матрицу $\mathbf{A}_{OCS}^{BCS}$ записывают в форме

Обратное преобразование производят по формуле

$$\boldsymbol{r}_{OCS} = (\mathbf{A}_{OCS}^{BCS})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{r}_{BCS}. \qquad (1.1.48)$$

Переход от МТСК к СтСК. Начала МТСК и СтСК совпадают между собой и расположены в точке старта. Преобразование координат между этими системами определяются матрицей поворота, зависящей от азимута запуска α.

Если $\boldsymbol{r}_{NZE}$ — координаты какого-либо объекта в МТСК-2. Координаты $\boldsymbol{r}_{SCS}$ этого объекта в СтСК SCS (*Start Coordinate System*) определяют по формуле

$$\boldsymbol{r}_{SCS} = \mathbf{A}_{NZE}^{SCS} \boldsymbol{r}_{NZE}. \qquad (1.1.49)$$

Элементы матрицы $\mathbf{A}_{NZE}^{SCS}$ записывают в форме

$$\mathbf{A}_{NZE}^{SCS} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix}.$$

Обратное преобразование производят по формуле

$$\boldsymbol{r}_{NZE} = (\mathbf{A}_{NZE}^{SCS})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{r}_{SCS}. \qquad (1.1.50)$$

Переход от *J*2000 к СКНТ. Пусть $\boldsymbol{r}_{J\,2000}$ — радиус-вектор объекта в геоэкваториальной геоцентрической СК *J*2000, тогда его положение $\boldsymbol{r}_{CBCS}$ в СКНТ, связанной с экватором и нулевым меридианом НТ определяют формулой

$$\boldsymbol{r}_{CBCS} = \mathbf{B}(\boldsymbol{r}_{J\,2000} - \boldsymbol{r}_{J\,2000}^{BC}), \qquad (1.1.51)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $\boldsymbol{r}_{J2000}^{BC}$ — положение центра масс НТ относительно центра масс Земли в СК $J2000$; **B** — матрица перехода от СК $J2000$ к СКНТ.

Если в момент времени t известны координаты Северного полюса $\alpha_0 = \alpha_0(t)$, $\delta_0 = \delta_0(t)$ и угол $W = W(t)$, определяющий положение первого меридиана НТ, то матрицу перехода **B** можно представить как произведение двух матриц:

$$\mathbf{B} = \mathbf{RQ}, \qquad (1.1.52)$$

где $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \cos(90°+\alpha_0) & \sin(90°+\alpha_0) & 0 \\ -\sin(90°+\alpha_0)\cdot\cos(90°-\delta_0) & \cos(90°+\alpha_0)\cdot\cos(90°-\delta_0) & \sin(90°-\delta_0) \\ \sin(90°+\alpha_0)\cdot\sin(90°-\delta_0) & -\cos(90°+\alpha_0)\cdot\sin(90°-\delta_0) & \cos(90°-\delta_0) \end{bmatrix}$; $\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos W & \sin W & 0 \\ -\sin W & \cos W & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$.

В работе [7] содержатся рекомендованные параметры, определяющие изменение во времени величин α_0, δ_0 и W для различных НТ. В табл. 1.1.4 приведены данные значения для некоторых НТ, интересных с точки зрения баллистического проектирования полетов КА. T обозначает интервал времени, выраженный в юлианских столетиях (36 525 сут) от стандартной эпохи JD 2 451 545,0; d — интервал, выраженный в сутках от той же эпохи.

1.1.4. Величины α_0, δ_0 и W для некоторых небесных тел

Небесное тело	α_0, град	δ_0, град	W, град
Солнце	286,13	63,87	84,10 + 14,1844000d
Меркурий	281,01 – 0,033T	61,45 – 0,005 T	329,548 + 6,1385025d
Венера	272,76	67,16	160,20 – 1,4813688d
Марс	317,6814 – 0,1061T	52,8865 – 0,0609T	176,753 + 350,89198226d
Юпитер	268,05 – 0,009T	64,49 + 0,003T	284,95 + 870,5366420d
Сатурн	40,589 – 0,036T	83,537 – 0,004T	38,90 + 810,7939024d
Уран	257,311	–15,175	203,81 – 501,1600928d
Нептун	299,36 + 0,70 sin N	43,46 – 0,51 cos T	253,18 + 536,3128492d – 0,48 sin N
Плутон	313,02	9,09	236,77 – 56,3623195d

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Seidelmann P.K., Guinot B., Dogget L.E.** Time // Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac. 1992. U.S. Naval Observatory, University Science Books, Mill Valley, CA. Ch. 2. P. 39–93.

2. **Дубошин Г.Н.** Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976. С. 149–174.

3. **Fliegel H.F., Van Flandern T.C.** A Machine Algorithm for Processing Calendar Dates // Communications of the ACM. 1968. V. II. P. 657.

4. **Kovalevsky J., Lindegren L., Perryman M.A.C., et al.** The HIPPARCOS Catalogue as a Realisation of the Extragalactic Reference System // Astronomy and Astrophysics. 1997. V. 323. P. 620–633.

5. **Ma C., et al.** The International Celestial Reference Frame as Realized by Very Long Baseline Interferometry // Astronomical Journal. 1998. V. 116. P. 516–546.

6. **Arias E.F., Charlot P., Feissel M., et al.** The Extragalactic Reference System of the International Earth Rotation Service // Astronomy and Astrophysics. 1995. V. 303. P. 604–608.

7. **Seidelmann P.K., Abalakin V.K., et al.** Report of the IAU / IAG Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements of the Planets and Satellites: 2000 // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2002. № 82(1). P. 83–111.

8. **Kaplan G.H. (ed.)** The IAU Resolutions on Astronomical Constants, Time Scales, and the Fundamental Reference Frame: USNO Circular No. 163. U.S. Naval Observatory, Washington DC. 1981. P. 20–27.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 1.2
СОЛНЕЧНАЯ СИСТЕМА

Понятие «Солнечная система» отчетливо сформировалось в сознании человечества лишь после создания Николаем Коперником (1473–1543) гелиоцентрической системы Мира. До этого перемещающиеся в своем видимом геоцентрическом движении на фоне звезд объекты, называемые планетами или «блуждающими», воспринимались как существующие самостоятельно и независимо от Солнца. После открытия его определяющей роли планеты стали мысленно представлять единым ансамблем, составляющим вместе с центральным светилом собственно Солнечную систему. Развитие астрономии привело к открытию Иоганном Кеплером (1571–1630) эмпирических законов обращения планет, а затем и к объяснению их гелиоцентрических движений на основе открытого Исааком Ньютоном (1642–1727) закона всемирного тяготения. Кроме планет, в состав Солнечной системы естественным образом были включены *кометы, астероиды, спутники планет,* а с недавнего времени — *объекты Пояса Койпера и Облака Оорта*. Их общее число неизмеримо больше числа больших планет, которые принято делить на *планеты земной группы* (Меркурий, Венеру, Землю, Марс) и на *планеты-гиганты* (Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун). В 2006 г. решением XXVI Генеральной Ассамблеи МАС Плутон, со времени его открытия считавшийся девятой планетой Солнечной системы, понижен в статусе до *карликовой планеты*. В частности, к этой же группе отнесены Церера, ранее считавшаяся астероидом, и спутник Плутона — Харон. К такому решению ученых склонили относительно недавние открытия многочисленных объектов, движущихся за орбитой Нептуна, некоторые из которых оказались сравнимыми по размерам с Плутоном. В качестве нового определения на той же Ассамблее принято решение называть планетами НТ, вращающиеся вокруг звезды, не являющиеся звездой, обладающие достаточной массой, чтобы иметь форму, близкую к сфере, и вблизи орбит которых имеется «пространство, свободное от других тел».

В приближенном описании гелиоцентрические орбиты больших планет могут считаться эллипсами, мало отличающимися от окружностей, причем их плоскости немного наклонены к плоскости орбиты Земли. Все планеты имеют осевое вращение, а их плоскости экватора наклонены к плоскости орбиты.

1.2.1. СОЛНЦЕ

Наша центральная звезда представляет собой раскаленный газовый шар среднего радиуса около 700 тыс. км, состоящий в основном из водорода с примесью гелия и со следами более тяжелых элементов, в частности углерода, натрия, кальция, железа. Масса Солнца составляет примерно $2 \cdot 10^{33}$ г. Его видимый угловой диаметр имеет величину примерно полградуса, а солнечная масса примерно в 330 тыс. раз превышает массу Земли. Температура в центре Солнца примерно равна $15 \cdot 10^6$ К.

Более холодная поверхность, с температурой около 6000К, по первому впечатлению спокойная, в действительности проявляет бурную активность. На ней можно наблюдать солнечные пятна и связанные с ними вспышки, непосредственным образом влияющие на геомагнитную обстановку вблизи Земли и приводящие, в частности, к полярным сияниям. Разреженная внешняя атмосфера Солнца — солнечная корона видна во время полных солнечных затмений вместе с гигантскими газовыми выбросами — протуберанцами. Причиной образования солнечных активных областей является магнитное поле. По современным представлениям энергия Солнца возникает при термоядерной реакции с превращением водорода в гелий, и этой энергии хватит еще на миллиарды лет.

1.2.2. ПЛАНЕТЫ

Четыре относительно близкие к Солнцу твердотельные планеты земной группы обладают высокой плотностью и состоят главным образом из горных пород и металлов. Все они, кроме Меркурия, имеют газовые оболочки — атмосферы. Венера, единственная из планет, вращается в направлении, противоположном ее орбитальному движению.

Четыре удаленные от Солнца планеты-гиганта имеют в своем составе значительную долю газа (в основном водорода и гелия), а их размеры и массы заметно превосходят соответствующие земные параметры. Самая мас-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1.2.1. Приближенные расстояния планет от Солнца, их массы, средние радиусы и углы наклона оси вращения к плоскости движения

Планета	Среднее гелиоцентрическое расстояние, а.е.*	Масса, в массах Земли	Средний радиус, в тыс. км	Угол наклона плоскости экватора к плоскости орбиты, град
Меркурий	0,4	0,05	2,44	<3
Венера	0,7	0,8	6,05	177,4
Земля	1,0	1,0	6,37	23,5
Марс	1,5	0,1	3,39	25,2
Юпитер	5,2	318	69,9	3,1
Сатурн	9,5	95	58,2	26,7
Уран	19,2	15	25,4	97,9
Нептун	30,1	17	24,6	28,8

* 1 а.е. ≈ 150 млн км, масса Земли приблизительно равна $6 \cdot 10^{27}$ г.

сивная из планет Солнечной системы — Юпитер по массе превосходит Землю более чем в 300 раз, но в 1000 раз уступает Солнцу. Уран выделяется из всех планет специальной ориентацией своей оси, которая расположена почти в плоскости орбиты: он вращается как бы лежа на боку.

Орбита еще недавно называемого планетой Плутона отличается тем, что ее проекция на плоскость движения Земли пересекается с орбитой Нептуна, и только резонанс в орбитальном движении этих планет исключает их тесные сближения и столкновения.

Приближенные расстояния планет [1] от Солнца, планетные массы, средние радиусы и углы наклона оси вращения к плоскости движения даны в табл. 1.2.1.

1.2.3. СПУТНИКИ И КОЛЬЦА ПЛАНЕТ

Все планеты Солнечной системы, за исключением Меркурия и Венеры, имеют спутники. У Земли существует единственный естественный спутник — Луна, вокруг Марса обращаются два спутника — Фобос и Деймос. Каждая из планет-гигантов имеет собственную спутниковую систему, включающую в себя главные (внутренние) и нерегулярные (внешние) спутники. Все известные спутники представляют собой твердые тела.

Почти круговые орбиты внутренних спутников расположены в относительной близости от планеты, плоскости их движения слабо отличаются от экваториальной, а само орбитальное движение происходит в ту же сторону, что и осевое вращение планеты. Максимальные размеры внутренних спутников достигают тысяч километров и сравнимы с размерами Луны и крупных астероидов. По современным представлениям их происхождение тесно связано с процессом формирования самой планеты.

Далекие внешние спутники в своем большинстве имеют достаточно вытянутые эллиптические орбиты, заметно наклоненные к плоскости экватора планеты, причем направление их орбитального движения может как совпадать с осевым вращением, так и быть ему противоположным. Размеры внешних спутников относительно невелики и заключены в пределах от 2 до ≈100 км. Их происхождение, вероятнее всего, связано с захватом уже сформировавшейся планетой пролетающего малого НТ. К настоящему времени известны 62 спутника Юпитера, из которых 45 открыты после 1999 г., 60 спутников Сатурна, 41 стал известен после 2002 г., 27 спутников Урана, 12 — после 1997 г., и 13 спутников Нептуна, 5 — после 2002 г. Открытия достаточно малых новых спутников далеких планет, сделанные в конце прошлого — начале настоящего веков, стали осуществимы в результате резкого увеличения возможностей наземных наблюдательных средств.

Кроме спутников, все планеты-гиганты обладают системами колец. Если открытие главных колец Сатурна, произошедшее еще в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

XVII в., было результатом изобретения и усовершенствования первых телескопов, то открытие их тонкой структуры, а также открытия колец у остальных планет-гигантов стали возможными благодаря изучению космического, особенно околопланетного, пространства автоматическими аппаратами.

1.2.4. АСТЕРОИДЫ И КАРЛИКОВЫЕ ПЛАНЕТЫ

В настоящее время занумерованы десятки тысяч астероидов — малых НТ, обращающихся по гелиоцентрическим орбитам, причем их бóльшая часть (астероиды главного пояса) движется между орбитами Марса и Юпитера. Большие полуоси этих орбит заключены между 2,2 и 3,6 а.е. Орбиты астероидов (или малых планет) в среднем более вытянуты и более наклонены к плоскости орбиты Земли, чем орбиты больших планет. В указанном диапазоне больших полуосей средние движения астероидов главного пояса и периоды их обращения имеют провалы — *люки Кирквуда*, обусловленные резонансами со средним движением Юпитера.

По своему составу астероиды главного пояса представляют собой каменистые тела, родственные планетам земной группы. Самая крупная из малых планет главного пояса — Церера, ныне причисленная к *карликовым планетам*, имеет размер около 1000 км.

Кроме основных известны более полутора тысяч астероидов, движущихся вдоль орбиты Юпитера и образующих две устойчивые группы — «троянцев» и «греков». Они находятся на угловом расстоянии примерно 60° впереди и позади планеты. Группы получили названия по именам героев Троянской войны. В 2001 г. открыт первый «троянец» и у планеты Нептун.

Орбиты ряда астероидов имеют сильно вытянутые эллиптические орбиты, заметно наклоненные к основной плоскости Гидальго и Хирон. Орбиты некоторых малых планет групп Амура, Аполлона и Атена таковы, что в своем движении они способны заходить внутрь земной орбиты и сближаться с Землей до расстояний, сравнимых и даже меньших расстояния до Луны. Малая, но не нулевая вероятность столкновения с поверхностью Земли делает некоторые из них потенциально опасными для земного населения.

Среди малых планет известны более десятка астероидов, вокруг которых обращаются спутники. Недавно открыты несколько двойных систем астероидов, имеющих сравнимые по величине массы компонент.

Карликовая планета — НТ, по параметрам схожее с планетой, но при этом не обладающее достаточной массой для того, чтобы освободить свою орбиту от прочих объектов. В группу карликовых планет, кроме уже упомянутых Плутона, Цереры и Харона, входит и недавно открытый объект под названием Эрида. Он имеет поперечный размер примерно 2400 км и обращается по сильно вытянутой гелиоцентрической орбите с периодом около 560 лет. Гораздо больший период (примерно 11 тыс. лет) и сильноэллиптическую орбиту имеет другая карликовая планета — Седна. Ее поперечные размеры оцениваются величиной 1 200–1 800 км.

1.2.5. ОБЪЕКТЫ ПОЯСА КОЙПЕРА. КОМЕТЫ

В Солнечной систе существуют небольшие ледяные тела, по размерам близкие к астероидам, которые занимают кольцеобразную область, простирающуюся от орбиты Нептуна до расстояний в 100 или даже 150 а.е. Они и составляют объекты *Пояса Койпера*. С 1992 г. их открыто более трехсот. По оценкам астрономов общее число таких транснептунных объектов может достигать сотен тысяч, причем среди недавно открытых существуют и двойные. Одними из крупных объектов Пояса Койпера являются Варуна (с поперечным размером примерно 900 км) и Квавар (1 300 км). Тем самым двойная система Плутон–Харон с полным основанием может считаться крупнейшим транснептунным объектом, поскольку диаметры ее компонент составляют примерно 2600 и 1200 км соответственно. К Поясу Койпера причислены и недавно открытые Иксион и Оркус, имеющие орбиту, сходную с орбитой Плутона.

Кометами называют ледяные НТ, движущиеся по гелиоцентрической орбите, и которые частично испаряются при приближении к Солнцу, в результате чего возникает диффузная оболочка из пыли и газа, а также один или несколько хвостов. Согласно гипотезе Ф.Л. Уиппла (1906–2004), высказанной в 1949 г., ядра комет представляют собой подобие «грязных снежков» в несколько километров в поперечнике. Они состоят из замерзшей воды, двуокиси углерода, метана и аммиака с вмерзшей внутрь пылью и каменистым веще-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ством. При приближении кометы к Солнцу лед под действием солнечного тепла начинает испаряться, а улетучивающийся газ образует вокруг ядра диффузную светящуюся сферу, называемую *комой*, которая может достигать в поперечнике миллиона километров.

Некоторые кометы являются короткопериодическими и движутся по эллиптическим орбитам, полный оборот по которым занимает от 6 до 200 лет. Большинство же составляют долгопериодические кометы, орбиты которых настолько вытянуты, что период может измеряться многими тысячами лет. Орбиты короткопериодических комет лежат вблизи плоскости эклиптики, а длиннопериодических обычно не вписываются в основную плоскость Солнечной системы. Каждый год открывают с десяток новых комет.

Теперь общепринято, что многие кометы рождаются в сферическом облаке, которое окружает солнечную систему на расстоянии предположительно 50 000 а.е. Этот «резервуар» кометных ядер называется *Облаком Оорта*. Другие кометы, по-видимому, происходят из Пояса Койпера.

Несколько комет названы по имени ученых, вычисливших их орбиты, например Галлей и Энке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Естественные** спутники планет [Электронный курс] / Гос. астроном. ин-т им. П.К. Штернберга [сайт]. [2008]. URL: http://lnfm1.sai.msu.su/neb/rw/natsat/index.htm (дата обращения: 10.07.2008).

Глава 1.3
ФИЗИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ЗЕМЛИ

1.3.1. ГРАВИТАЦИОННОЕ ПОЛЕ И ФИГУРА ЗЕМЛИ

Гравитационное поле Земли является основным фактором, влияющим на движения ИСЗ. Это влияние складывается из влияния центральной R_0 и нецентральной R составляющих геопотенциала $U = R_0 + R$.

Центральная часть геопотенциала соответствует потенциалу гравитационного поля материальной точки и имеет вид $R_0 = \frac{\mu}{r}$, где μ — гравитационная постоянная Земли; $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — модуль радиус-вектора $\boldsymbol{r}$ точки с прямоугольными координатами x, y, z.

Вторая составляющая, обусловленная несферичностью гравитационного поля Земли, записывается в виде разложения геопотенциала по сферическим функциям:

$$R = \frac{\mu}{r}\left[\sum_{n=2}^{N} c_{n0}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n P_n(\sin\varphi) + \right.$$
$$\left. + \sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n \sum_{m=1}^{n}(c_{nm}\cos m\lambda + d_{nm}\sin m\lambda) P_n^m(\sin\varphi)\right], \quad (1.3.1)$$

где c_{n0} — коэффициенты при зональных гармониках; r_e — экваториальный радиус Земли; $P_n(\sin\varphi)$ — полиномы Лежандра; c_{nm}, d_{nm} — коэффициенты при тессеральных и секторальных гармониках; λ, φ — долгота и широта точки с прямоугольными координатами x, y, z соответственно;

$P_n^m(\sin\varphi) = \cos^m\varphi \cdot \frac{d^m P_n(\sin\varphi)}{d(\sin\varphi)^m}$ — присоединенная функция Лежандра порядка n, степени m.

Такая форма представления гравитационного потенциала не очень удобна, так как необходимо постоянно отслеживать возможное попадание рассматриваемой точки в окрестности полюсов (при $z \approx \pm r$, т.е. $x^2 + y^2 \approx 0$), где значение долготы λ плохо обусловлено из-за малых знаменателей. Избежать этого позволит модифицированное представление возмущающей функции R:

$$R = \frac{\mu}{r}\left[\sum_{n=2}^{N} c_{n0}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n \tilde{P}_n^0 + \right.$$
$$\left. + \sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n \sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_m + d_{nm}S)\tilde{P}_n^m\right], \quad (1.3.2)$$

где $C_m = \cos^m\varphi \cdot \cos m\lambda$, $S_m = \cos^m\varphi \cdot \sin m\lambda$, $\tilde{P}_n^m = \frac{d^m P_n(\sin\varphi)}{d(\sin\varphi)^m}$.

Вектор ускорения, обусловленного нецентральностью гравитационного поля, равен градиенту возмущающей функции R:

$$\boldsymbol{f}_{\text{grav}} = \mathbf{grad}\, R = \left\{\frac{\partial R}{\partial x}; \frac{\partial R}{\partial y}; \frac{\partial R}{\partial z}\right\}.$$

Его компоненты вычисляются по следующим формулам:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\frac{\partial R}{\partial x}=\frac{\mu x}{r^3}\left\{\sum_{n=2}^{N}c_{n0}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\left[(n+1)\tilde{P}_n^0+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^1\right]+\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_m+d_{nm}S)\times\right.$$

$$\left.\times\left[(n+m+1)\tilde{P}_n^m+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^{m+1}\right]\right\}+\frac{\mu}{r^2}\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_{m-1}+d_{nm}S_{m-1})m\tilde{P}_n^m; \quad (1.3.3)$$

$$\frac{\partial R}{\partial y}=\frac{\mu y}{r^3}\left\{\sum_{n=2}^{N}c_{n0}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\left[(n+1)\tilde{P}_n^0+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^1\right]+\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_m+d_{nm}S)\times;\right.$$

$$\left.\times\left[(n+m+1)\tilde{P}_n^m+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^{m+1}\right]\right\}+\frac{\mu}{r^2}\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(d_{nm}C_{m-1}-c_{nm}S_{m-1})m\tilde{P}_n^m; \quad (1.3.4)$$

$$\frac{\partial R}{\partial z}=\frac{\mu z}{r^3}\left\{\sum_{n=2}^{N}c_{n0}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\left[(n+1)\tilde{P}_n^0+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^1\right]+\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_m+d_{nm}S)\times\right.$$

$$\left.\times\left[(n+m+1)\tilde{P}_n^m+\frac{z}{r}\tilde{P}_n^{m+1}\right]\right\}+\frac{\mu}{r^2}\sum_{n=2}^{N}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n c_{n0}\tilde{P}_n^1+\sum_{n=2}^{M}\left(\frac{r_e}{r}\right)^n\sum_{m=1}^{n}(c_{nm}C_m+d_{nm}S_m)\tilde{P}_n^{m+1}; \quad (1.3.5)$$

Параметры нецентральности гравитационного поля Земли представляются в виде разложения потенциала по сферическим функциям. Определение коэффициентов этого разложения проводится путем обработки высокоточных траекторных измерений ИСЗ и наземных гравитационных измерений.

За рубежом работы по построению гравитационного поля Земли проводятся в нескольких организациях:

CSR (*Center for Space Research*) — Центр космических исследований Техасского университета (США);

GFZ (*GeoForschungs Zentrum*) — Центр исследования Земли (Потсдам, Германия);

GRGS (*Groupe De Recherche De Geodesie Spatiale*) — Группа геодезических исследований (Тулуза, Франция);

GSFC (*Goddard Space Flight Center*) — Годдардовский центр космических полетов (США).

Усилиями этих организаций созданы модели гравитационного поля Земли EGM96S, GRIM5-S1, EIGEN-1S, TEG3, GRIM5-C1, TEG4, GFZ97, EGM96 [1–3]. Порядок гармоник в разложении потенциала для моделей с высоким разрешением (GFZ97, EGM96) достигает 360. Число учитываемых коэффициентов превышает 30 000.

Для выполнения массовых расчетов целесообразно использовать достаточно точную модель гравитационного поля с меньшим разрешением. Отечественная модель ПЗ-90 (порядок учитываемых гармоник равен 36) в наибольшей степени соответствует этим требованиям.

Описание системы гравитационных и геометрических характеристик Земли ПЗ-90 опубликовано в открытой печати [4]. В настоящее время ПЗ-90 фактически являются российским стандартом геодезических параметров. В частности, на основе ПЗ-90 построено координатно-временное обеспечение отечественной спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС. В основу системы параметров ПЗ-90 положены результаты работ, проведенных Топографической службой Вооруженных Сил Российской Федерации.

«Параметры Земли 1990 г.» получены по результатам наблюдений геодезических спутников ГЕОИК, включающих в себя:

радиотехнические измерения доплеровского смещения частоты и измерения запаздывания сигнала;

аналогичные измерения, полученные лазерным локатором;

измерения высот спутника над поверхностью моря;

фотографические измерения КА на фоне звездного неба.

Кроме этого использовались радиотехнические и лазерные измерения дальностей до спутников систем ГЛОНАСС и ЭТАЛОН, а также гравиметрические данные на суше и в Мировом океане.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1.3.1. Коэффициенты разложения геопотенциала ПЗ-90 после перевода в ненормированную форму

n	m	c_{nm}	d_{nm}
2	0	–.1082625740522787E–02	
2	1	.6454972243679029E–10	.1290994448735806E–10
2	2	.1574212810899467E–05	–.9034895550032662E–06
3	0	.2532407324898584E–05	
3	1	.2195707352324075E–05	.2689831426874182E–06
3	2	.3097516590539374E–06	–.2115278046617040E–06
3	3	.9984003539968881E–07	.1953238609278902E–06
4	0	.1630560000000000E–05	
4	1	–.5040733835861600E–06	–.4477310825149400E–06
4	2	.7827132348440262E–07	.1457156058217513E–06
4	3	.5912078793211643E–07	–.1181304196035648E–07
4	4	–.4083151493157145E–08	.6312457128567288E–08

Примечание. Гравитационная постоянная 398 600,44 км^3/с^2; экваториальный радиус 6 378,136 км.

Наряду с упомянутыми коэффициентами разложения геопотенциала по сферическим функциям, ПЗ-90 содержит основные астрономические и геодезические постоянные, характеристики координатной основы геоцентрической системы координат, в том числе параметры общего земного эллипсоида, координаты пунктов космической геодезической сети, закрепляющие эту систему, элементы связи с референц-системами координат, планетарные модели нормального и аномального гравитационного поля Земли. В табл. 1.3.1 содержатся коэффициенты разложения геопотенциала ПЗ-90 до гармоники 4×4 после перевода в ненормированную форму.

В соответствии с существующей практикой и принятыми стандартами глобальная модель фигуры Земли представляется в трех различных формах:

параметрами опорного эллипсоида (референц-эллипсоид);

эквипотенциальной поверхностью, определяющей уровень мирового океана;

топографическими данными высокого разрешения.

Если известны геодезические координаты $\{\varphi,\lambda\}$ точки на поверхности Земли, то ее положение относительно центра масс Земли в первом приближении определяется параметрами эллипсоида. Более точное приближение фигуры Земли дает геоид, поверхность которого в данной точке расположена на высоте N от поверхности эллипсоида. Реальная точка поверхности Земли с координатами $\{\varphi,\lambda\}$ может быть определена либо непосредственно расстоянием R до центра Земли, либо высотой над поверхностью референц-эллипсоида h, либо высотой над поверхностью геоида H (рис. 1.3.1).

В настоящее время используется несколько незначительно различающихся между собой стандартов представления фигуры Земли в виде эллипсоида. Параметры двух наиболее важных из них приведены в табл. 1.3.2.

Каждая пара из приведенных в таблице параметров эллипсоидов является выборкой из фундаментальных систем параметров WGS-84 и ПЗ-90, которые используются для привязки спутниковых навигационных систем GPS и ГЛОНАСС соответственно.

1.3.2. Стандарты представления фигуры Земли в виде эллипсоида

Обозначение	Полуось, м	Знаменатель сжатия f
WGS-84	6 378 137	298,257 223 563
ПЗ-90	6 378 136	298,257 839 303

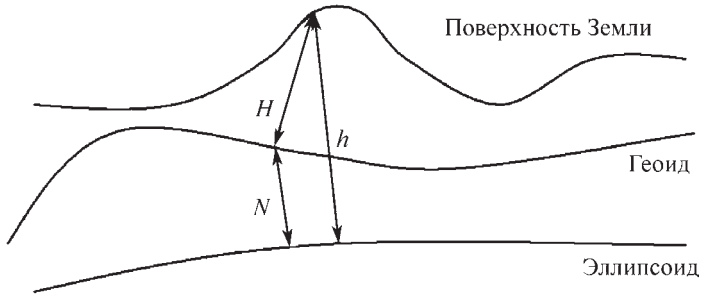


Рис. 1.3.1. Положение точки поверхности Земли относительно эллипсоида *h*, геоида *H* и возвышение геоида над эллипсоидом

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Lemoine F., et all.** The Development of the Joint NASA GSFC and NIMA Geopotential Model EGM96, NASA TM-1998-206861. Greenbelt, Maryland: NASA Goddard Space Flight Center, 1998. 575 p.

2. **Reigber Ch., Balmino G., Schwintzer P. et all.** A High Quality Global Gravity Field Model from CHAMP GPS Tracking Data and Accelerometry (EIGEN1S) // Geophysical Research Letters, 29(14), 1029/2002GL015064, 2002. P. 37-1–37-4.

3. **Tapley B., Bettadpur S., Watkins M., Reigber Ch.** The Gravity Recovery and Climate, Experiment: Mission Overview and Early Results // Geophys. Res. Lett., № 31(9), L09607, doi:10.1029/2004GL019920.

4. **Параметры** общего земного эллипсоида и гравитационного поля Земли (Параметры Земли 1990 г.). М.: РИО ВТУ ГШ, 1991. 68 с.

1.3.2. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

Атмосфера Земли — воздушная оболочка Земли, состоящая из азота (на высотах до 100 км ≈78 % по объему), кислорода (≈21 %) и других газов. До высот нескольких сотен километров атмосфера вращается с Землей как единое целое.

1. Принято различать характерные слои в атмосфере по изменению температуры:

2. Тропосфера (высоты 0...11 км) — понижается с высотой.

3. Тропопауза (11...25 км) — практически постоянна.

4. Стратосфера (25...46 км) — растет с высотой.

5. Стратопауза (46...54 км) — практически постоянна.

6. Мезосфера (54...80 км) — понижается с высотой.

7. Мезопауза (80...95 км) — постоянна.

8. Термосфера (95...800 км) — растет.

Выше расположена экзосфера, которая характеризуется высокой разреженностью воздуха и постепенным переходом в космическое пространство. Границы слоев достаточно условны и меняются в зависимости от широты точки и времени года.

Солнечная радиация частично рассеивается в атмосфере и отражается от земной поверхности, но ее основная доля поглощается поверхностью Земли. В результате возникают сезонные и суточные колебания температуры атмосферы и связанные с ними изменения давления и плотности атмосферы. Эти колебания в глобальном масштабе существенно зависят от широты места, а в локальном масштабе — от подстилающей поверхности (суша, океан, лед, лес, пустыня и др.)

В тропопаузе, где сосредоточена бóльшая часть водяного пара, происходят основные процессы, которые определяют погоду. Теплые и холодные воздушные массы разделяются атмосферными фронтами. Главными причинами, вызывающими циркуляцию воздуха в тропосфере, являются изменения температуры, давления и вращение Земли, порождающее отклоняющую силу Кориолиса. На средних широтах могут развиваться крупномасштабные вихри — циклоны (области пониженного давления) и антициклоны (области повышенного давления). Здесь преобладают западные ветры. В экваториальной зоне возникают вихри меньшего масштаба, тропические ураганы и тайфуны. Существуют также мелкомасштабные вихри — смерчи, которые могут вызывать большие разрушения. В обоих полушариях в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нижней тропосфере существуют ветры, направленные от нижних границ средних широт к экватору, называемые пассатами. Оба потока встречаются в тропической зоне конвергенции.

Вблизи тропопаузы могут возникать струйные течения — локализованные потоки воздух, движущиеся со скоростями 30... 200 м/с, которые окружены относительно спокойной воздушной средой. Длина струйных течений исчисляется тысячами, а ширина — сотнями километров. Толщина струйного течения обычно находится в пределах 2...5 км. Средняя скорость тропосферных течений составляет 40...50 м/с. Ось струйных течений, где скорость максимальна, располагается на высоте 8...10 км. В радиальном направлении скорость быстро уменьшается, поэтому в зоне струйных течений наблюдаются большие горизонтальные (до 10 м/с на 100 км) и вертикальные (до 10 м/с на 1 км) градиенты скорости ветра, что создает условия для болтанки самолета. Данные градиенты называют сдвигами (изменением скорости) ветра, по траектории полета (от одного места к другому на одной высоте) и вертикальным (в одном месте между слоями атмосферы на разной высоте) соответственно.

Полеты современных самолетов происходят в тропосфере, тропопаузе и нижней стратосфере (на высотах до 20...25 км). Траектории ракет на активном участке обычно начинаются на уровне моря или земной поверхности, пересекают плотные слои атмосферы, расположенные ниже условной границы атмосферы на высотах 100...120 км и заканчиваются в верхней атмосфере. Для расчета номинальных траекторий всех типов ЛА, а также для приведения результатов испытаний ЛА и их элементов к одинаковым условиям используется стандартная атмосфера. Эта модель атмосферы строится с использованием принятого распределения температуры по высоте и фиксированного барометрического давления на уровне моря для расчета плотности, давления, скорости звука и вязкости воздуха на различных высотах. Стандартная атмосфера определяет некоторую среднюю атмосферу для годового цикла, соответствующую средней широте государства, где данная модель принята.

Термодинамические параметры стандартной атмосферы взаимосвязаны с уравнениями состояния идеального газа и гидростатики (барометрической формулой). Уравнение состояния идеального газа связывает давление воздуха с плотностью и температурой. Уравнение гидростатики определяет условие статического равновесия неподвижного относительно Земли воздуха и связывает давление воздуха с плотностью, ускорением свободного падения и высотой.

Наиболее часто применяют российскую и американскую стандартные атмосферы. Принятая в России «Таблица стандартной атмосферы» (ГОСТ 4401–81) содержит средние значения физических характеристик атмосферы на высотах от –2 до 200 км, примерно соответствующие среднему уровню солнечной активности и географической широте 45,5°. Эта атмосфера содержит также рекомендуемые физические характеристики для высот 200...300 км. Для расчета траекторий ИСЗ и прогноза их движения существует ГОСТ Р 25645.166–2004 «Атмосфера Земли верхняя», где приведены характеристики атмосферы на высотах 120...1 500 км. Параметры атмосферы на этих высотах зависят главным образом от плотности солнечного потока на длине волны 10,7 см. Существует служба, которая передает текущую информацию о солнечной активности и делает прогноз на некоторый интервал времени вперед.

Истинные значения параметров атмосферы по траектории полета ЛА всегда отличаются в большей или меньшей степени от параметров стандартной атмосферы, так как фактическое состояние атмосферы зависит от широты места, времени года и суток, а также от некоторых других факторов, имеющих случайный характер. Например, от солнечной активности, степени загрязнения атмосферы и т.п. На высотах полета современных самолетов (до 25 км) вариации параметров атмосферы существенно меньше, чем на больших высотах. Самолеты совершают маневры на барометрической высоте, что обеспечивает автоматическую адаптацию к одним и тем же условиям маневра за счет изменения истинной высоты в случае вариаций плотности атмосферы. Поэтому для расчета траекторий полета самолета достаточно использовать стандартную атмосферу.

Установленные для каждого типа самолета эксплуатационные ограничения по нормальной перегрузке и допустимому углу ата-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ки проверяют с использованием модели порывов ветра. Для анализа прочности рассматривают порывы с линейным или косинусоидальным изменением скорости порыва до максимальной величины. При рассмотрении вопросов устойчивости и управляемости принимают ступенчатый порыв с мгновенным изменением скорости до максимальной величины. В этом случае приращения угла атаки и нормальной перегрузки оказываются максимальными. Характеристики моделей непрерывной турбулентности и дискретных порывов задаются отраслевым стандартом ОСТ 1 02514–84 «Модель турбулентности атмосферы».

Возросшие требования к точности определения номинальной траектории и расчета прогнозируемого движения ракет и КА привели к созданию моделей атмосферы Земли, которые учитывают не только фиксированные осредненные параметры, но и их изменения с учетом различных факторов.

Комитет по исследованию космического пространства *COSPAR* (*Committee on Space Research*) разработал четыре редакции Международной справочной атмосферы *CIRA* (*COSPAR International Reference Atmosphere*) 1961, 1965, 1972 и 1986 гг. В этой модели атмосферы Земли параметры зависят от высоты, месяца, широты, времени суток, солнечной активности и др. В основу атмосферы CIRA положены результаты зондирований, проведенных в России, США, Канаде, Австралии и других странах.

Появление многоразовых ОК типа Space Shuttle и «Буран», а также других высокоточных ЛА, использующих алгоритмы терминального наведения, потребовало разработки глобальных моделей возмущенной атмосферы Земли. Такие модели включают систематические и случайные вариации температуры, плотности и давления, а также ветер, который в стандартной атмосфере отсутствует.

Под вариацией соответствующего параметра атмосферы подразумевается разность его рассматриваемого значения и стандартного значения на фиксированной высоте, отнесенная к стандартному значению. Из всех параметров атмосферы вариации плотности оказывают наибольшее воздействие на траекторию движения ЛА в атмосфере. Отсюда возникает задача построения, в первую очередь, модели вариаций плотности атмосферы.

Модель таких вариаций необходима для решения следующих задач:

отработка в процессе проектирования алгоритмов управления движением ЛА в целях получения наименьшего разброса терминальных параметров траектории и достижения приемлемых переходных процессов в задаче стабилизации;

определение расчетных аэродинамических нагрузок, действующих на ЛА при полете в атмосфере;

оценка точности выдерживания заданных терминальных параметров движения.

Модель возмущенной атмосферы должна строиться достаточно аккуратно с учетом экспериментальных данных и наблюдаемых типичных процессов в атмосфере Земли, чтобы избежать чрезмерного завышения возможных вариаций. Если вариации завышены, то алгоритмы управления окажутся излишне усложненными, а конструкция ЛА слишком тяжелой. Если же вариации занижены, то в условиях реального полета ЛА может не справиться с действующими возмущениями и нагрузками.

Систематические вариации параметров атмосферы включают две составляющие: сезонно-широтные и суточные. Для построения сезонно-широтных вариаций обычно используют CIRA, которая содержит средние вариации на начало каждого месяца для всех широт. По существующим представлениям, сезонно-широтные вариации атмосферы Земли слабо зависят от долготы, поэтому их рассматривают как функции месяца, широты и высоты. Данные вариации используют в качестве «частной» стандартной атмосферы для рассматриваемой широты и заданного месяца полета. Эти вариации вызываются сезонными изменениями солнечного нагрева.

Экспериментально установлено существование изопикнических уровней на высотах 8 и 25 км, где сезонно-широтные вариации плотности практически отсутствуют. Наибольшие отклонения плотности от стандартной имеют место в январе и июле, причем на высотах 20...90 км январские вариации в основном отрицательны, а июльские положительны. Это связано с тем, что зимняя холодная атмосфера «проседает» к Земле, и в нижних слоях плотность увеличивается, а в верхних слоях уменьшается. Летняя атмосфера, наоборот, «вспухает», в результате чего в нижних слоях плотность уменьшается, а в верхних увеличивается.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Суточные колебания плотности связаны с расширением и сжатием атмосферы, вызванными изменением интенсивности солнечного нагрева, а также солнечными и лунными приливами в атмосфере. Колебания плотности в течение суток можно с хорошей точностью представить в виде суммы двух составляющих — суточной и полусуточной.

Сезонно-широтные и суточные вариации плотности определяют некоторое среднее или ожидаемое состояние атмосферы. Помимо этих систематических составляющих имеют место также случайные вариации плотности и других параметров атмосферы. Наличие случайных составляющих может быть обусловлено различными причинами, в том числе изменением солнечной активности, геомагнитными процессами и т.п. Наибольшие случайные отклонения плотности от систематической составляющей на высотах до 110 км наблюдаются зимой, а наименьшие — летом.

Предельные величины случайных отклонений плотности зависят от высоты и широты. Высотное изменение предельных вариаций плотности близко к сезонно-широтным вариациям. От экватора к полюсам предельные вариации плотности, как правило, возрастают.

Случайная составляющая вариаций плотности моделирует разницу между возможным состоянием атмосферы в данный момент времени и систематической составляющей. Так как предельные вариации параметров соизмеримы с систематическими, то для модели возмущенной атмосферы важным является способ построения случайных вариаций.

В американской 4D-модели глобальной возмущенной атмосферы, использованной при реализации программы Space Shuttle, случайные вариации параметров атмосферы описываются с помощью марковских процессов. В аналогичной модели для программы «Энергия–Буран» случайные вариации представлены в виде канонических разложений параметров по координатным функциям.

В модели *CMEDA* (*Computational Model of the Earth Disturbed Atmosphere*), разработанной в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, для описания случайных вариаций плотности используются специальные нормирующие функции со случайными значениями параметров, которые имитируют колебания плотности по высоте, широте и долготе (так называемые змейки).

Модель возмущенной атмосферы включает также поле ветров. Обычно различают две компоненты скорости ветра: зональную (по параллели) и меридиональную. В свою очередь, зональная компонента представляется в виде суммы трех составляющих: сезонно-широтной, суточной и случайной. Меридиональная компонента ветра является случайной. В качестве сезонно-широтной составляющей зонального ветра принимают поле ветров, заданное в справочной атмосфере CIRA. Модель суточной и случайной составляющей зонального ветра, а также меридионального ветра можно построить в геострофическом приближении, которое использует гипотезу о равенстве градиента давления и силы Кориолиса. Формула геострофического ветра связывает скорость ветра с широтой, высотой, плотностью и градиентом давления. Для зонального ветра берется градиент давления по широте, а для меридионального ветра — по долготе. В зоне экватора, где широта обращается в нуль, формула геострофического ветра вырождается. Если при этом и градиент давления обращается в нуль, то неопределенность вида 0/0 раскрывают известным способом. При построении модели глобальной возмущенной атмосферы должна учитываться близость атмосферных процессов (со сдвигом на 6 месяцев), протекающих в Северном и Южном полушариях Земли. Необходимо также обеспечить гладкость вариаций параметров атмосферы при пересечении экватора.

Существуют локальные модели возмущенной атмосферы, обычно построенные для космодромов и мест посадки спускаемых аппаратов. Такие модели предназначены для расчета возмущенных траекторий активного участка ракет или оценки точности траектории спуска.

Модель возмущенной атмосферы Земли позволяет повысить как точность определения номинальной траектории ЛА с использованием сезонно-широтных и суточных вариаций вместо стандартной атмосферы, так и оценку точности терминальных параметров путем статистического моделирования с использованием всех возмущений, включая случайные.

1.3.3. МАГНИТНОЕ ПОЛЕ ЗЕМЛИ

Происхождение магнитного поля Земли связано с динамоэффектом (самовозбуждением и поддержанием в стационарном состоянии магнитных полей вследствие движения проводящей жидкости или газовой плазмы),

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

протекающими в ее жидком ядре [1]. Ядро имеет заметную проводимость, его температура достигает нескольких тысяч градусов. При наличии в ядре даже слабого магнитного поля его пересечение проводящим веществом приводит к возникновению электрического тока. Электрический ток, в свою очередь, приводит к усилению начального магнитного поля. Процесс усиления остановится, когда потери на джоулево тепло уравновесятся энергией, поступающей за счет гидродинамических движений.

Первая попытка аналитического представления геомагнитного поля сделана И. Симоновым в 1835 г. Он, основываясь на результатах наблюдений, аппроксимировал его полем однородно намагниченного шара, тождественного полю диполя, расположенного в центре Земли. Следует отметить, что, несмотря на простоту такого представления, оно достоверно описывает основную часть геомагнитного поля и вполне применимо для решения широкого круга задач.

Следующим шагом явилась предложенная К. Гауссом в 1838 г. теория, базирующаяся на предположении, что геомагнитное поле вызывано внутренними источниками, имеющими потенциальный характер. Потенциал U_m геомагнитного поля принято описывать следующим бесконечным рядом:

$$U_m = R_e \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{R_e}{R} \right)^{n+1} \times$$

$$\times \sum_{m=0}^{n} (g_n^m \cos m\lambda_R + h_n^m \sin m\lambda_R) P_n^m(\cos\theta_R). \qquad (1.3.6)$$

Здесь $R_e = 6\,371{,}2$ км — средний радиус Земли; R, λ_R, θ_R — сферические координаты точки пространства, в которой вычисляется потенциал, R — длина радиус-вектора точки из центра Земли, λ_R — географическая долгота точки, θ_R — угол между радиус-вектором и осью вращения Земли); $P_n^m(\cos\theta_R)$ — присоединенная функция Лежандра первого рода степени n и порядка m, которая определяется по формуле

$$P_n^m(x) = \frac{(1-x^2)^{m/2}}{2^n n!} \frac{d^{n+m}}{dx^{n+m}} (x^2 - 1)^n,$$

где g_n^m, h_n^m — постоянные коэффициенты, соответствующие внутренней части поля. Вектор $\boldsymbol{H}$ напряженности геомагнитного поля вычисляется по формуле $\boldsymbol{H} = -\nabla U_m$.

Потенциал с течением времени меняется. Для вычисления потенциала геомагнитного поля коэффициенты g_n^m, h_m^n ряда (1.3.6) табулируются каждые пять лет. Внутри пятилетнего интервала осуществляется их линейная экстраполяция. Вычисляются коэффициенты ряда (1.3.6) по обработанным статистическими методами многочисленным измерениям.

Для облегчения сопоставления результатов различных исследований Международная ассоциация геомагнетизма и аэрономии приняла Международное эталонное геомагнитное поле *IGRF* (*International Geomagnetic Reference Field*) и утверждает таблицы коэффициентов разложения (1.3.6) и их производных по времени на ближайшие пять лет. Последняя утвержденная модель поля имеет обозначение IGRF-11. Данное поле построено усреднением полей по нескольким моделям. Значения коэффициентов g_n^m, h_m^n приведены в [2]. На текущие пять лет они могут быть получены на веб-сайте [3]. Там же можно получить и программу для вычисления геомагнитного поля на ЭВМ геомагнитного поля на любой момент времени.

Введенная Гауссом теория позволила условно разделить геомагнитное поле на поля, обусловленные различными по расположению относительно поверхности Земли источниками: внутреннее поле, вызываемое внутренними источниками, внешнее — лежащими на поверхности земного шара и вихревыми — лежащими вне шара. Гаусс ограничился рассмотрением только внутренних источников. Определение потенциала внешних источников провел А. Шмидт в 1885 г. Их потенциал $U_{m\,\mathrm{ext}}$ имеет вид

$$U_{m\,\mathrm{ext}} = R_e \sum_{n=0}^{\infty} \left(\frac{R}{R_e} \right)^{n} \times$$

$$\times \sum_{m=0}^{n} (j_n^m \cos m\lambda_R + k_n^m \sin m\lambda_R) P_n^m(\cos\theta_R), \qquad (1.3.7)$$

где коэффициенты j_n^m, k_n^m определяются расчетным путем.

При наличии внешних и внутренних источников индукция геомагнитного поля будет суммой соответствующих составляющих от внутренних и внешних источников, вычисляемых по формулам (1.3.6) и (1.3.7) соответственно.

Вихревое поле, участвующее в создании вихревого поля Земли, образуется из-за наличия вертикальных токов по отношению к поверхности Земли.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Следует отметить, что при условном делении магнитного поля Земли на поля, вызванные внутренними (динамоэффект, магнитные аномалии) и внешними источниками (заряженная плазма), их вклады уравниваются приблизительно на расстоянии в семь земных радиусов от поверхности Земли.

При исследовании влияния геомагнитного поля на движение КА и при решении задач навигационных задач и задач по определению углового движения аппаратов на низких орбитах обычно учитывается только поле от внутренних источников.

Отдельные члены ряда (1.3.6) допускают определенную физическую интерпретацию. Представим (1.3.6) в следующем виде:

$$U_m = R_e \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{R_e}{R} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^{n} c_n^m \cos m(\lambda_R - \lambda_n^m) P_n^m(\cos\theta_R). \tag{1.3.8}$$

Здесь

$$c_n^m = [(g_n^m)^2 + (h_n^m)^2]^{1/2};\ c_n^0 = g_n^0; \qquad \lambda_n^m = \frac{1}{m} \operatorname{arctg} \frac{h_n^m}{g_n^m};\ m \neq 0, \tag{1.3.9}$$

где λ_n^m — фазовый угол относительно Гринвичского меридиана, определяемого значением $\lambda_R = 0$ в плоскости экватора; c_n^m — амплитуда гармоники порядка (n, m).

Фактический квадрант, в котором лежит угол λ_n^m, определяется знаками коэффициентов g_n^m, h_n^m, а косинус и синус угла λ_n^m пропорциональны этим коэффициентам.

Н.А. Умов расширил физическую интерпретацию и показал, что каждая сферическая функция представляет собой потенциал мультиполя с осями, определяемыми порядком функции. Отдельный магнитный момент соответствует каждому мультиполю. Использование специальных математических процедур позволило определить направления осей мультиполей и величин магнитных моментов для функций второй и третьей степеней, использующих коэффициенты g_n^m, h_n^m. Мультиполи для функций указанных степеней представлены на рис. 1.3.2 [4]. Следует заметить, что функции порядка (4, 3) и (5, 4) соответствуют Южно-Африканской магнитной аномалии, а (4, 3) и (6, 5) — Бразильской аномалии. Величины мультипольных моментов, пропорциональные коэффициентам c_n^m, и фазовый угол λ_n^m определены в (1.3.9). На рис. 1.3.2 штриховыми стрелками намечены оси системы координат, связанной с плоскостью экватора (две оси лежат в этой плоскости, третья ось ей перпендикулярна и совпадает с осью вращения Земли), а жирные стрелки обозначают магнит-

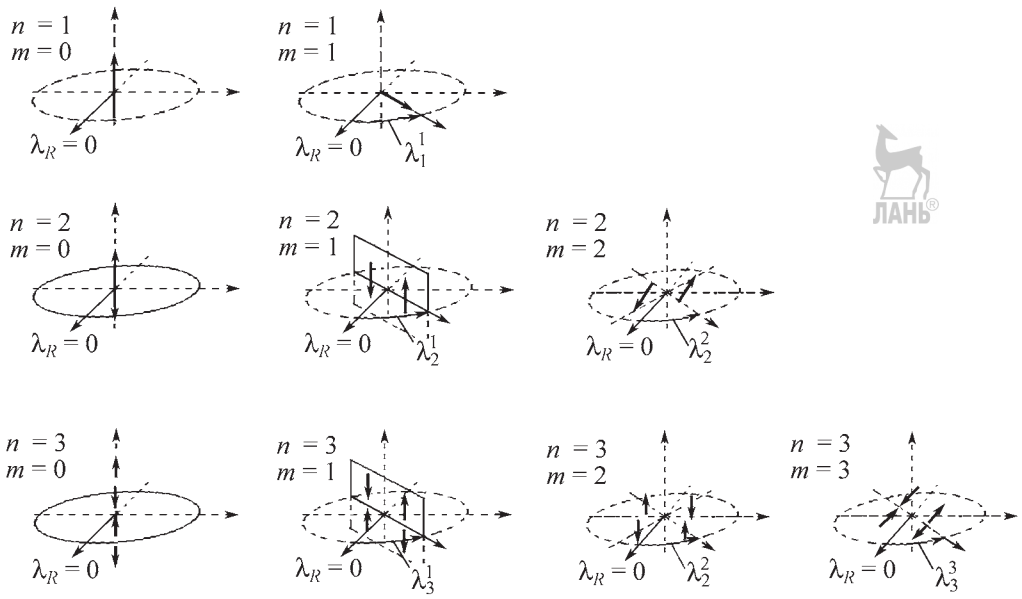


Рис. 1.3.2. Мультиполи для функций второй и третьей степеней в разложении геомагнитного потенциала

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ные мультиполи. Ось, определяемая $\lambda_R = 0$, проходит через Гринвичский меридиан.

Отдельные слагаемые разложения (1.3.6) допускают наглядную физическую интерпретацию. Оставим только член с коэффициентом g_1^0 в разложении (1.3.6). Описываемое им поле — поле прямого диполя, помещенного в центре Земли и направленного антипараллельно ее оси вращения. Такое приближение геомагнитного поля носит название модель прямого диполя. Ее основное достоинство заключается в том, что уравнения движения КА с учетом его взаимодействия с геомагнитным полем суть уравнения с периодическими коэффициентами, что позволяет использовать для их анализа хорошо разработанный аппарат теории дифференциальных уравнений с периодическими по времени правыми частями. С другой стороны, эта модель позволяет учесть основные особенности в поведении вектора напряженности $\boldsymbol{H}$ геомагнитного поля — изменение модуля и неравномерность вращения местного, т.е. в окрестности КА, вектора $\boldsymbol{H}$ при его движении по орбите. Периодические движения являются хорошим приближением реальных движений и их целесообразно использовать в качестве номинальных (рабочих) движений КА относительно центра масс.

Приведем явный вид вектора $\boldsymbol{H}$ в проекциях на оси орбитальной системы координат, где сохранены традиционные обозначения для элементов орбиты:

$$\begin{aligned} H_1 &= H_0 \sin i \cdot \cos u; \\ H_2 &= H_0 \cos i; \\ H_3 &= -2 H_0 \sin i \cdot \cos u, \end{aligned} \qquad (1.3.10)$$

здесь $H_0 = \mu_m / (4\pi R^3)$ — индукция геомагнитного поля над экватором (Международная система единиц), $\mu_m = 8{,}06 \cdot 10^{23}$ А·м — магнитный момент диполя; i — наклонение плоскости орбиты; u — аргумент широты.

Согласно этой модели, вектор напряженности изменяется и по величине, и по направлению, описывая в системе координат OX'_{a1}, OX'_{a2}, OX'_{a3}, оси которой параллельны соответствующим осям абсолютной системы координат OX_{a1}, OX_{a2}, OX_{a3}, коническую поверхность, замыкающуюся за половину оборота КА по орбите. Проекции вектора $\boldsymbol{H}$ на оси системы координат OX'_{a1}, OX'_{a2}, OX'_{a3}, имеют вид

$$\begin{aligned} H_{a1} &= 3H_0 \sin i \cdot \cos i \cdot \sin^2 u; \\ H_{a2} &= -3H_0 \sin i \cdot \sin u \cdot \cos u; \\ H_3 &= H_0 (1 - 3\sin^2 i \cdot \sin^2 u). \end{aligned} \qquad (1.3.11)$$

Движение вектора $\boldsymbol{H}$ удобно представить в системе координат OX''_{a1} OX''_{a2} OX''_{a3}, получающейся из системы OX'_{a1} OX'_{a2} OX'_{a3} поворотом вокруг прямой, проходящей через точку O и параллельной линии узлов орбиты, т.е. линии, образованной пересечением плоскостей орбиты и экватора Земли, на угол θ_H против часовой стрелки. Угол θ_H определяется соотношением

$$\theta_H = \operatorname{arctg} \frac{3 \sin 2i}{2(1 - 3\sin^2 i + \sqrt{1 + 3\sin^2 i}}. \qquad (1.3.12)$$

Вычисления показывают, что конус, описываемый вектором $\boldsymbol{H}$, мало отличается от кругового конуса с углом при вершине $2\theta_H$. На экваториальной орбите конус, образованный вектором $\boldsymbol{H}$, вырождается в прямую линию, параллельную оси вращения Земли. На полярной орбите этот конус разворачивается в плоскость орбиты. Во всех остальных случаях рассматриваемый конус лежит вне кругового конуса, касаясь его при $u = \pi n / 2$, $n = 1, 2, 3, \ldots$. Максимальный угол между вектором $\boldsymbol{H}$ и ближайшей к нему образующей кругового конуса достигается на орбите с наклонением $i \approx 52{,}1°$ и приблизительно равен 1,18° [5].

Слагаемое с коэффициентом c_1^1 представляется диполем с моментом c_1^1, лежащим в плоскости экватора и составляющим угол λ_1^1 с направлением на Гринвичский меридиан. Коэффициенты в потенциале (1.3.8) для Международного геомагнитного поля на 2000– 2005 гг. дают значения $c_1^1 = 5\,466nT$ и $\lambda_1^1 = 108{,}4°$. Все слагаемые с $n = 1$ формируют потенциал диполя, ось которого составляет угол 168,5° с осью вращения Земли. Модель геомагнитного поля, представляемая этими тремя слагаемыми, носит название модель наклонного диполя. Она учитывает влияние суточного вращения Земли. Наилучшее совпадение между полем наклонного диполя и реальным магнитным полем Земли достигается при выборе Южного магнитного полюса приблизительно в точке с координатами 78° Северной широты и 69° Западной долготы (около г. Туле, Гренландия) и Северного магнитного полюса в точке с координатами приблизительно 78° Южной широты и 111° Восточной долготы (около полярной станции «Восток» в Антарктиде). Следующие слагаемые в (1.3.8) могут быть интерпретированы как потенциалы, создаваемые не одним, а несколькими диполями, например, квадруполи, тетрауполи.

Три первых слагаемых имеют наибольшую величину по сравнению с остальными

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

слагаемыми в разложении потенциала. Это означает, что основная часть геомагнитного поля носит дипольный характер. С увеличением расстояния от поверхности Земли роль высших гармоник магнитного потенциала, описывающих местные аномалии, ослабевает и все ближе приближается к потенциалу диполя. Например, на поверхности Земли вклад дипольной части составляет 87 %, на высоте 10 000 км — 96 %.

Самая простая модель геомагнитного поля, названная осредненной моделью, использовалась в [6]. В соответствии с этой моделью вектор $\boldsymbol{H}$ имеет постоянный модуль и равномерно вращается в абсолютном пространстве с удвоенной орбитальной скоростью. Модуль вектора может определяться как среднее по максимальному и минимальному значениям или интегральное среднее по орбите.

Достоинством этой модели при ее использовании для анализа динамики спутников с магнитными элементами состоит в относительной простоте уравнений движения. В частности, для спутника с постоянным магнитом в рамках данной модели существуют положения его относительного равновесия в магнитном поле. Однако простота порождает низкую достоверность получаемых результатов. Модель прямого диполя позволяет свести эту задачу к анализу уравнений движения с периодическими коэффициентами при применении хорошо развитого аппарата построения и исследования периодических движений. Такой подход дает достоверный результат на интервалах времени порядка нескольких орбитальных периодов. Введение модели наклонного диполя значительно усложняет задачу, сводя ее к исследованию квазипериодических движений из-за присутствия двух основных частот изменения коэффициентов — орбитальной и угловой частот суточного вращения Земли. Для численных расчетов при анализе динамики, как правило, используют разложение (1.3.6) с конечным числом слагаемых.

Соотношение (1.3.6) применяют и при решении навигационных задач с привлечением численных методов, когда даже небольшие по величине, но постоянно присутствующие недипольные составляющие магнитного потенциала могут привести к ошибкам в определении траектории и ориентации КА. На этапе проектирования КА с пассивными и полупассивными системами ориентации, включая магнитные системы, а тем более на этапе предварительного анализа их динамики обычно ограничиваются простыми моделями геомагнитного поля. Это дает дополнительные возможности для теоретического анализа задачи, которые отсутствуют при использовании выражения (1.3.6) с достаточно большим количеством учитываемых слагаемых [7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Яновский Б.М.** Земной магнетизм: учебное пособие. Изд. 4-е / под ред. В.В. Металловой. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1978, 592 с.

2. **Vallado D.A.** Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 2nd ed., Microcosm Press & Kluwer Academik Publ., 2001, 958 p.

3. **International** Geomagnetic Reference Field [Электронный ресурс] // V-MOD: Geomagnetic Field Modeling. [сайт]. [2010]. URL: http://www.ngdc.naoo.gov/IAGA/vmod/igrf.html (дата обращения: 10.08.2008).

4. **Roederer J.** Geomagnetic Field Distortions and Their Effects on Radiation Belt Particles / Review Geophys. and Space Phys., 1972. V. 10. P. 599–630.

5. **Белецкий В.В., Хентов А.А.** Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985. 288 с.

6. **Zajak E.E.** Some Simple Solutions Relating to Magnetic Attitude Control of Satellites. Proc. of 4th National Congress of Applied Mechanics, Berkeley, CF, 18–21 June, 1962. Pergamon Press, 1962. V. 1, P. 449–456.

7. **Rauschenbakh B.V., Ovchinnikov M.Yu., McKenna-Lawlor S.** Essential Spaceflight Dynamics and Magnetospherics. Microcosm Press & Kluwer Academic Publ., 2003. 396 p.

1.3.4. КОРПУСКУЛЯРНАЯ РАДИАЦИЯ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Как известно, потоки заряженных частиц высокой энергии (от десятков килоэлектроновольт и выше), существующие в космическом пространстве, представляют серьезную опасность для нормального функционирования КА, в первую очередь радиоэлектронной аппаратуры и поверхностных конструкционных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

элементов, а также здоровья космонавтов в пилотируемых полетах.

Присутствие радиации в околоземном пространстве обусловлено существованием трех основных радиационных полей. К ним относятся *радиационные пояса Земли* (*РПЗ*), *галактические космические лучи* (*ГКЛ*) и *солнечные космические лучи* (*СКЛ*). Эти радиационные компоненты окружающего космического пространства состоят из различных частиц, среди которых:

протоны, электроны и ядра химических элементов ГКЛ, потоки которых проникают в Солнечную систему из нашей и других галактик;

протоны, электроны и ионы химических элементов СКЛ, которые эпизодически появляются в Солнечной системе из-за хромосферных вспышек на Солнце;

протоны, электроны и ядра РПЗ, образование которых объясняется существованием магнитной ловушки в магнитосфере Земли, удерживающей частицы солнечного и атмосферного (ионосферного) происхождения, а также продукты ядерных реакций, возникающие из-за взаимодействия космических лучей с атмосферой Земли.

Установлено, что энергетические спектры потоков частиц указанных радиационных полей, а следовательно, и уровень радиационной опасности варьируются в значительных пределах, что связано как с пространственно неоднородным распределением этих потоков в межпланетном и околоземном космическом пространстве, так и с изменениями этих потоков во времени из-за временной изменчивости физических процессов, протекающих в Галактике и Солнечной системе. Для практических приложений установленные энергетические спектры потоков частиц ГКЛ, РПЗ и СКЛ и закономерности их изменений обобщаются с помощью физико-математических моделей.

ЛАНЬ®

Галактические космические лучи

Потоки частиц ГКЛ падают на Землю со всех направлений космического пространства. Их элементный состав (ядра химических элементов от водорода до урана) приблизительно соответствует средней распространенности химических элементов во Вселенной. Он формируется в результате перемешивания частиц, созданных источниками в Галактике (в настоящее время основным источником считают взрывы «сверхновых» звезд).

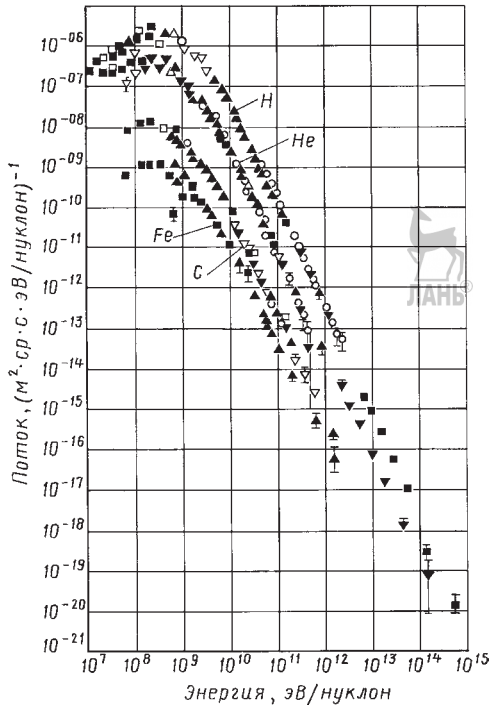


Рис. 1.3.3. Энергетические спектры отдельных компонент галактических космических лучей

В Солнечной системе на орбите Земли энергетический спектр частиц ГКЛ имеет резко выраженный максимум при энергиях 0,5... 1 ГэВ. Энергетические спектры отдельных компонент ГКЛ изображены на рис. 1.3.3. Точное положение максимума зависит от состояния межпланетного магнитного поля Солнечной системы, в свою очередь, зависящего от солнечной активности. Поток частиц ГКЛ изменяется в противофазе с периодическим изменением солнечной активности.

Энергетический спектр потока частиц ГКЛ во внутренней магнитосфере Земли меняется из-за эффекта «геомагнитного обрезания», связанного с отклонением движущейся в магнитном поле заряженной частицы от своего первоначального направления. Такое отклонение и, в результате, выбывание частиц ГКЛ из потока происходит для каждой частицы с данным импульсом и зарядом индивидуально в зависимости от характера ее траектории в магнитосфере. Чем выше энергия (импульс) и меньше заряд этой частицы, тем бли-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

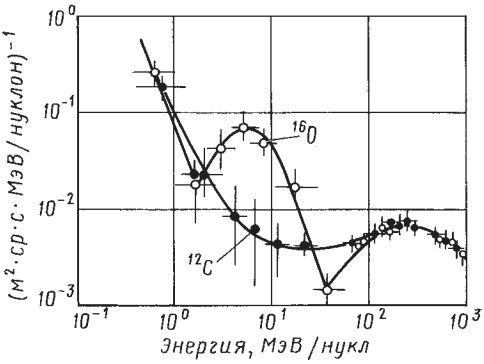


Рис. 1.3.4. Энергетические спектры ионов кислорода и углерода аномальных космических лучей

же к поверхности Земли она может приблизиться.

Исследования на спутниках в 70-е гг. прошлого века позволили обнаружить новую компоненту ГКЛ, названную *аномальной компонентой космических лучей* (*АКЛ*). АКЛ в отличие от потока ядер ГКЛ представляет собой поток ионов (в основном однократно заряженного кислорода) с энергией ~10...20 МэВ/нуклон. Энергетические спектры ионов кислорода и углерода АКЛ представлены на рис. 1.3.4. Этот поток существует в годы с невысокой солнечной активностью. Наиболее вероятно, что источником АКЛ является межзвездная пыль.

В отличие от углерода в энергетическом спектре ионов кислорода в минимуме цикла солнечной активности проявляется отчетливый максимум при энергиях ~10...20 МэВ/нукл (экспериментальные данные космических аппаратов Pioneer-10 и -11). В максимуме солнечного цикла этот пик исчезает.

Для практических приложений используется динамическая модель потоков частиц ГКЛ [1], стандартизованная ГОСТ 25645.150–90. Последняя версия этой модели принята Международной организацией стандартизации (ISO) в качестве международного стандарта. Модель устанавливает дифференциальные энергетические спектры изотропного потока ядер химических элементов (z = 2...92) ГКЛ в интервале энергий от 1 до 10^5 МэВ/нуклон вблизи Земли за пределами ее магнитосферы в зависимости от времени с учетом изменения солнечной активности, которая определяется среднемесячным числом солнечных пятен.

Солнечные космические лучи

Потоки частиц СКЛ (другое название — солнечные энергичные частицы) в отличие от потоков частиц ГКЛ наблюдаются эпизодически. Возникновение СКЛ связывают с хромосферными вспышками на Солнце, выбросом частиц и их ускорением в короне или верхней хромосфере Солнца. Элементный состав СКЛ на орбите Земли испытывает вариации вокруг среднего состава химических элементов на Солнце. Однако в отличие от ГКЛ в СКЛ наблюдается дефицит легких элементов — Li, Be, B.

График средней распространенности элементов в ГКЛ, СКЛ и АКЛ представлен на рис. 1.3.5. В зарегистрированных событиях СКЛ потоки (флюенс) частиц варьируются в широких пределах от 10^5 до 10^{11} см^2, а их длительность — от одних до нескольких суток. Частота их появления на орбите Земли коррелирует с уровнем солнечной активности и составляет ~10 событий в годы максимума 11-летнего цикла солнечной активности и не более одного события в годы минимума.

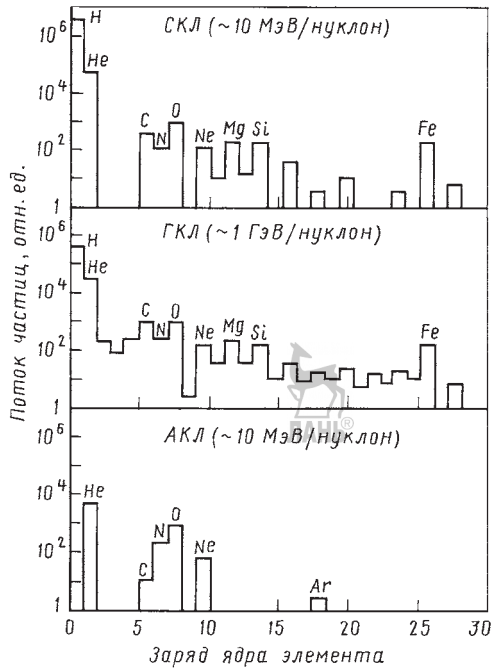


Рис. 1.3.5. Средняя распространенность элементов в галактических, солнечных и аномальных космических лучах

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

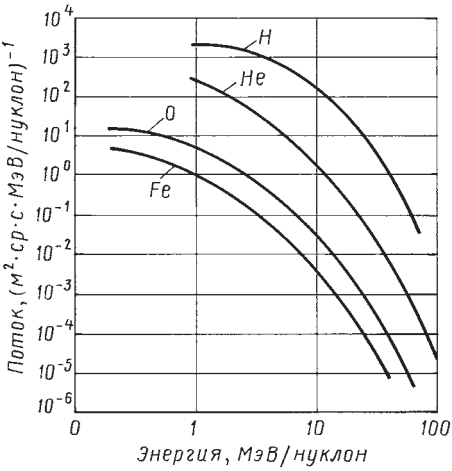


Рис. 1.3.6. Энергетические спектры ионов водорода, гелия, кислорода и железа в событии солнечных космических лучей, произошедшем 13.02.1978 г.

На рис. 1.3.6 представлены энергетические спектры ионов водорода, гелия, кислорода и железа в событии СКЛ 13.02.1978 г. В любом событии СКЛ поток частиц уменьшается с увеличением их энергии (рис. 1.3.6), однако величина этого уменьшения варьируется в широких пределах от события к событию. Энергетический спектр потока частиц СКЛ при проникновении частиц в магнитосферу Земли трансформируется в значительно большей степени из-за «эффекта обрезания», чем энергетические спектры потока частиц ГКЛ.

В настоящее время для практических приложений используется несколько моделей потоков протонов СКЛ. В зарубежной практике используют модель JPL-91 [2], в отечественной — модель Научно-исследовательского института ядерной физики им. Д.В. Скобельцына МГУ [3], стандартизованную ГОСТ Р 25645.165–2001. Она устанавливает предельные ожидаемые (т.е. могут появиться в течение определенного периода времени с заданной доверительной вероятностью) дифференциальные энергетические спектры потока и пиковой плотности потока протонов СКЛ с энергией 5...10^4 МэВ/нуклон вблизи Земли за пределами ее магнитосферы с учетом изменения солнечной активности. Поток протонов считается изотропным.

Радиационные пояса Земли

Наша планета имеет магнитное поле, внутри которого существуют условия для устойчивого захвата частиц в широких диапазонах энергий. Эти захваченные в магнитном поле потоки частиц носят название *радиационных поясов Земли* (*РПЗ*). Структура внутреннего и внешнего электронных РПЗ представлена на рис. 1.3.7.

Также на рис. 1.3.7 показано расположение пояса, состоящего из АКЛ. Пространственная протяженность радиационных поясов в плоскости экватора от ~1,2$R_з$ до ~7$R_з$. Протонные пояса, в отличие от электронных, занимают всю область, указанную для электронов, однако наибольшие потоки протонов наблюдаются в области от ~1,2$R_з$ до ~2$R_з$. На врезке показаны дрейфовые траектории протонов и электронов, захваченных в магнитное поле Земли. Множество таких частиц и образуют радиационные пояса.

Радиационное поле захваченных частиц состоит из электронов с энергией до ~10 МэВ, протонов и ионов с энергией до ~1000 МэВ. Существуют несколько источников частиц РПЗ. Приведем примеры:

электроны и ионы плазмы солнечного ветра, подвергающиеся ускорению и переносу в глубь магнитной ловушки;

ионы СКЛ;

электроны и протоны, образующиеся в результате ядерных реакций при взаимодействии частиц ГКЛ с атмосферой;

ионы АКЛ (в результате обдирки в верхних слоях атмосферы однократно заряженных ионов АКЛ возникают многократно заряженные, которые и захватываются магнитным полем).

Траектории захваченных частиц в магнитном поле представляют собой суперпозицию трех периодических движений:

1) вращения вокруг силовой линии (ларморовское вращение);

2) колебания центра окружности ларморовского вращения (ведущего центра) вдоль силовой линии между точками отражения;

3) дрейфа ведущего центра вокруг Земли.

Основные виды движений заряженных частиц РПЗ представлены на рис. 1.3.8.

Высота точек отражения над поверхностью Земли зависит от питч-угла частицы в экваториальной плоскости (угол между касательной к силовой линии и вектором скорости частицы). Движущиеся таким образом заря-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

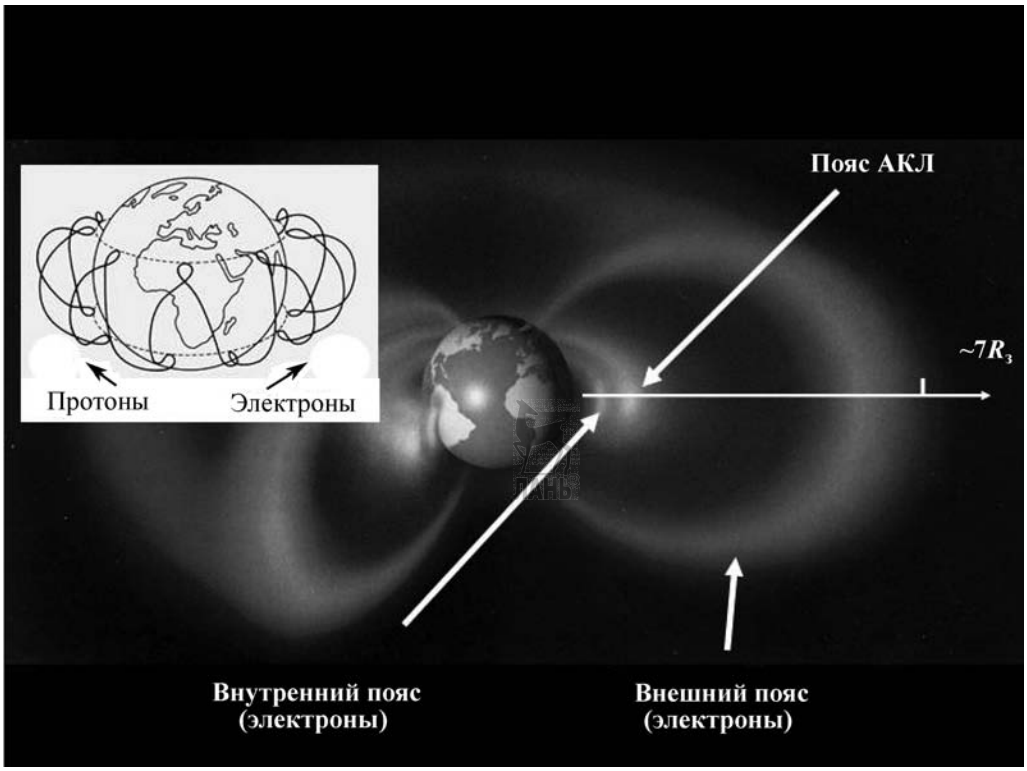


Рис. 1.3.7. Структуры внутреннего и внешнего электронных радиационных поясов Земли

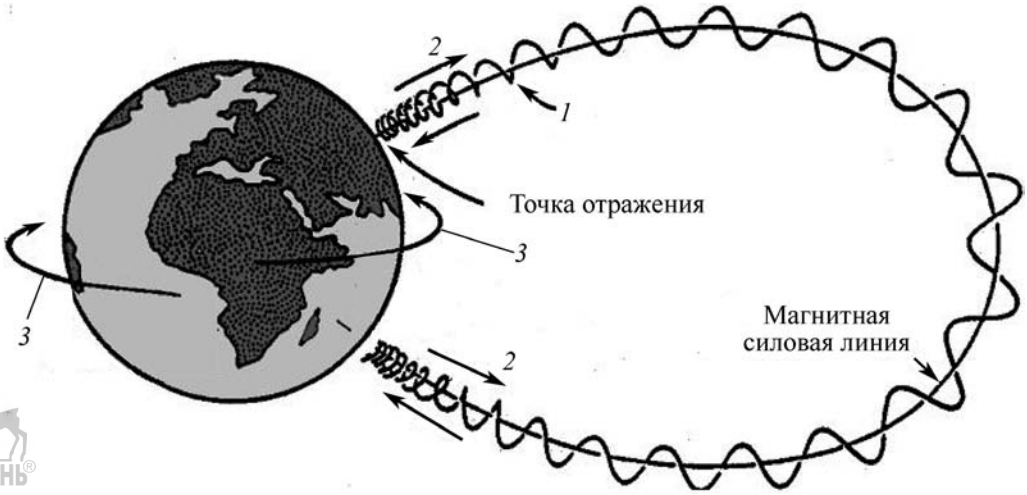


Рис. 1.3.8. Основные виды движений заряженных частиц радиационных поясов Земли:
1 — ларморовское (вращательное), вокруг магнитной силовой линии;
2 — колебательное вдоль поля с отражением на малых высотах;
3 — азимутальный дрейф частиц вокруг Земли

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

женные частицы образуют РПЗ, потоки частиц в которых рассматривают как квазистационарные, учитывая существующее динамическое равновесие процессов рождения и гибели (в результате торможения и рассеяния) захваченных частиц. Потоки электронов образуют внутренний и внешний радиационные пояса, разделенные зазором, расположенным на расстоянии ~2,5R_3 в экваториальной плоскости, возникающим из-за доминирования потерь электронов в этой области. Протонные пояса, в отличие от электронных, не имеют зазора и занимают всю область магнитной ловушки.

Нарушения квазистационарности потока частиц РПЗ происходят из-за геомагнитных возмущений, которые часто обусловлены изменениями солнечной активности и связанными с ними вариациями параметров межпланетной среды (солнечного ветра и межпланетного магнитного поля). Физические процессы, происходящие в магнитосфере Земли, необычайно сложны и многообразны. Среди основных источников геомагнитных возмущений следует рассматривать эффекты, связанные с геомагнитными бурями.

Магнитная буря сопровождается усилением крупномасштабного электрического поля, что, с одной стороны, приводит к инжекции в РПЗ частиц плазмы и более энергичных частиц из отдаленных областей в глубь магнитосферы, а с другой — к возрастанию скорости радиальной диффузии данных частиц. Инжекция частиц может также сопровождаться сильными диамагнитными эффектами, вызывающими адиабатические и неадиабатические вариации частиц. К этому можно добавить усиление процессов гибели частиц, вызванных, например, увеличением волновой активности или повышением плотности атмосферы.

Для оценок потоков частиц РПЗ наибольшее распространение получили статические модели NASA AP8 и AE8 [4], которые устанавливают усредненную плотность изотропного потока протонов и электронов РПЗ соответственно в годы минимума и максимума солнечной активности.

Основные эффекты, вызываемые космической радиацией

Согласно современной классификации рассматривают три вида радиационных эффектов, возникающих в материалах и оборудовании на борту КА при воздействии потоков частиц РПЗ, ГКЛ и СКЛ:

1. Эффекты суммарной ионизационной дозы.

2. Эффекты из-за неионизационных энергетических потерь (структурные нарушения).

3. Случайные одиночные эффекты в элементах микроэлектроники.

Под эффектами суммарной ионизационной дозы понимают необратимые изменения свойств веществ или рабочих характеристик приборов, которые возникают в результате передачи энергии от бомбардирующих частиц электронам вещества. Эта энергия идет на возбуждение атомов и образование электронно-дырочных пар, а возникающие при этом доминирующие физические эффекты в веществе разнообразны и зависят от его свойств.

Наиболее опасным из этих эффектов на борту КА является накопление неравновесного заряда в диэлектрических слоях и на границах раздела приборов, изготовленных по МОП-технологии. Количественной мерой для таких эффектов служит переданная веществу прибора энергия, выраженная в единицах поглощенной дозы (Грей). Эффекты суммарной ионизационной дозы в МОП-приборах в большинстве случаев лимитируют радиационную стойкость современных бортовых комплексов управления и накопления информации. К этому же виду эффектов относятся радиобиологические эффекты в организме человека, уровень безопасности которых для космонавтов в пилотируемых полетах устанавливается по величине эквивалентной или эффективной дозы (Зиверт).

Второй вид радиационных эффектов возникает в результате кулоновского или ядерного взаимодействия налетающих частиц с атомами вещества. В этом случае из-за смещения атомов из узлов кристаллической решетки возникают радиационные дефекты, которые изменяют электрические, рекомбинационные и оптические свойства твердых тел. Из всех элементов и оборудования современной космической техники радиационные дефекты играют определяющую роль в деградации вольт-амперных характеристик кремниевых фотоэлектрических преобразователей, являющихся основным источником электрической энергии на КА. У биполярных полупроводниковых приборов, рабочие характеристики которых определяются эффектом неионизационных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

энергетических потерь, радиационная стойкость при воздействии потоков частиц космической радиации, как правило, значительно выше, чем у МОП-структур, деградация рабочих характеристик которых определяется ионизационными эффектами.

В связи с разработкой бортовой радиоэлектронной аппаратуры на микросхемах сверхбольшой степени интеграции все более важную роль в обеспечении ее работоспособности приобретает изучение случайных одиночных эффектов. Эти эффекты в электрических схемах появляются из-за ложных сигналов на электродах полупроводниковой структуры вследствие дрейфа и диффузии неравновесных носителей заряда, созданных отдельной тяжелой заряженной частицей. В настоящее время изучено множество эффектов такого вида, из которых наиболее часто при воздействии космической радиации встречается изменение кодов (восстанавливаемых программными способами) при воздействии космической радиации, записанных в ячейках памяти микросхем цифровой электроники. Значительно реже попадание одной частицы в активные области полупроводниковых структур открывает новые пути протекания тока в микросхеме, что увеличивает ее ток потребления и, как следствие, приводит к ее катастрофическому отказу.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Nymmik R.A., Panasyuk M.I., and Suslov A.A.** Galactic Cosmic Ray Flux Simulation and Prediction // Advances in Space Research. 1995. V. 17, I 2. P. 19–30.

2. **Feynman J., Spitale G., Wang J., Gabriel S.** Interplanetary Proton Fluence Model: JPL 1991 // Journal of Geophysical Research. 1993. V. 98, I. A8. P. 13281–13294.

3. **Ныммик Р.А.** Статистико-функциональный анализ характеристик энергетических спектров частиц ($1 \le Z \le 28$) солнечных космических лучей // Известия РАН. Сер. Физическая. 1997. Т. 61. Вып. 6. С. 1058–1061.

4. **Bilitza D.** Solar-terrestrial Models and Application Software // Planetary Space Science. 1992. V. 40. P. 541–579.

1.3.5. КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Техногенное загрязнение *околоземного космического пространства* (*ОКП*) является одним из отрицательных последствий его практического освоения. В результате образовалось множество достаточно мелких КО, изучение которых стало новым направлением классической астрономии. Дальнейшее освоение ОКП невозможно без объективного анализа текущего состояния загрязнения, его источников и закономерностей эволюции. Особенно остро этот вопрос стоит в области низких орбит с высотами до 2 000 км, а также области геостационарных орбит, где техногенное загрязнение является максимальным и где число мелких опасных КО на несколько порядков превышает число крупных каталогизированных КО.

В процессе анализа техногенного загрязнения ОКП обычно рассматриваются следующие вопросы:

оценка текущего уровня загрязнения *космическим мусором* (*КМ*) разных размеров;

моделирование эволюции техногенного загрязнения;

оценка вероятности столкновений КА с КМ и возможных последствий опасных столкновений;

определение характеристик потока КМ через зоны обзора наземных и бортовых измерительных средств.

Основная трудность решения перечисленных задач вызвана недостатком экспериментальных данных. Имеющаяся измерительная информация получена в относительно небольших районах многомерной области «высота точки – широта точки – размеры КО – время». Поэтому для определения характеристик техногенного загрязнения в различных точках упомянутого пространства привлекается дополнительная (априорная) информация. Эффективное использование экспериментальных данных и априорной информации — основная проблема, которая решается при построении моделей КМ [1–3]. В п. 1.3.5 кратко изложены данные о характеристиках КМ, основанные на российской модели *SDPA* (*Space Debris Prediction and Analysis*) для анализа и прогнозирования КМ [3–6].

На рис. 1.3.9 представлены обобщенные данные об измерениях удельного потока частиц КМ [7], показаны области, где проводились измерения. В многомерной области «время – высота – размеры КМ» измерения проводились только в относительно небольших локальных регионах. Данное обстоятельство характеризует основную трудность достовер-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

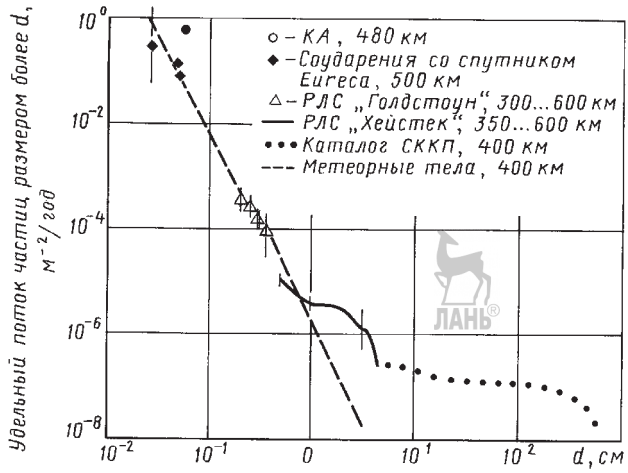


Рис. 1.3.9. Обобщенные данные об измерениях удельного потока частиц космического мусора разных размеров

ной оценки пространственно-временного распределения КМ.

Удельный поток — число столкновений с КМ сферического объема единичной площади сечения за единицу времени. На рис. 1.3.9 указаны источники измерений, а также высоты, к которым относятся данные измерений (КА — космические аппараты; «Голдстоун», «Хейстак» — радиолокационные станции; СККП — система контроля космического пространства).

При отсутствии детальных сведений об элементах орбит мелких объектов изучение опасности столкновений КА с этими объектами требует применения статистического подхода. В то же время традиционный подход к изучению движения спутников является детерминированным. Он основан на интегрировании уравнений движения.

SDPA2000 — полуаналитическая стохастическая модель для среднесрочного и долгосрочного прогнозирования техногенного КМ размером более 1 мм, для построения пространственных распределений концентрации и характеристик скорости, а также для оценки риска столкновений. Последняя версия модели состоит из 10 отдельных модулей, относящихся к перечисленным выше задачам. Рассматриваются суммарные данные о КМ различных размеров (без «привязки» их к конкретным источникам загрязнения). Текущее состояние загрязнения ОКП характеризуется:

а) зависимостью концентрации КМ от высоты и широты точки;

б) статистическими распределениями величины и направления скорости частиц в инерциальной системе координат. Эти характеристики построены на базе комплексного использования доступной измерительной информации и различных априорных данных.

Принятое в модели разбиение возможных значений размеров КО на диапазоны представлено в табл. 1.3.3 [6].

Рассмотрим, как определяется концентрация КМ, т.е. среднее число КО в единице объема. В качестве исходной информации используются статистические распределения КО разных размеров по высотам перигея $p(h_p)$, эксцентриситетам $p(e)$ и наклонениям $p(i)$. Зависимость концентрации

1.3.3. Диапазоны размеров космических объектов

Наименование показателя	Значения для диапазонов размеров j							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Средние размеры, см	0,10...0,25	0,25...0,5	0,5...1,0	1,0...2,5	2,5...5,0	5,0...10	10...20	>20
Средняя масса, кг	0,0000086	0,000058	0,00028	0,0018	0,010	0,064	0,363	300

$\rho(h, \varphi)$ от высоты и широты точки строится по формуле

$$\rho(h, \varphi) = \frac{N_\Sigma \cos\varphi F(\varphi)}{2\pi^2 r^2 \Delta h} \times$$

$$\times \sum_{h_p} \sum_{e} \Delta\tau(h_p, e, r) \Phi(h_p, e, r) \mathrm{p}(h_p) \mathrm{p}(e) \Delta h_p \Delta e, \quad (1.3.13)$$

где N_Σ — общее число объектов; r — геоцентрическое расстояние до данной точки;

$$\Phi(h_p, e, r) = \frac{(1-e)^2}{\sqrt{1-e^2}} \left(\frac{r}{r_p} \right)^2; \quad (1.3.14)$$

$$F(\varphi) = \int_i \frac{\mathrm{p}(i) di}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi}} \text{ при } \sin i \geq \sin\varphi; \quad (1.3.15)$$

$\Delta\tau(h_p, e, r)$ — нормированный (в долях периода) интервал времени, в течение которого объект с элементами орбиты (h_p, e) находится в высотном диапазоне $(r, r + \Delta h)$.

Пространственное распределение концентрации характеризуется функцией $\rho(h, \varphi)_j$ для различных диапазонов j размеров КО. Принятые диапазоны размеров приведены в табл. 1.3.3.

Значения функции $\rho(h, \varphi)_j$ имеют вид произведения

$$\rho(h, \varphi)_j = \rho(h, \varphi)_{j\text{н}} \rho_{j\,\max}, \quad (1.3.16)$$

где $\rho_{j\,\max}$ — максимальное значение концентрации КМ j-го диапазона размеров; $\rho(h, \varphi)_{j\,\text{н}}$ — соответствующее нормированное значение концентрации. Максимальные значения концентрации КО различных размеров в высотном диапазоне до 2 000 км, рассчитанные для 2007 г. приведены в табл. 1.3.4.

Пример построения высотно-широтного распределения концентрации КО представлен на рис. 1.3.10, рассмотрены объекты размером более 20 см. Абсолютный максимум концентрации достигается на высоте 800...900 км в диапазоне широт 80...85° и равен $1{,}02 \cdot 10^{-7}$ км$^{-3}$. Второй достаточно четко выраженный (локальный) максимум приходится на высоты 1 400...1 500 км в диапазоне широт 70...75°. Его величина составляет 33 % от глобального максимума. Концентрация КО в районе экватора составляет 15...20 % от максимальной концентрации на соответствующей высоте. В диапазоне высот 400...500 км концентрация объектов составляет не более 4 % от глобального максимума.

Методика построения распределений величины скорости КО основана на том же подходе, что применен для определения зависимости концентрации от высоты и широты точки. Нормированные статистические распределения тангенциальной и модуля радиальной составляющих скорости на разных высотах представлены на рис. 1.3.11 и 1.3.12. Особенность распределения тангенциальной составляющей скорости — возможные значения скорости находятся в некотором диапазоне, который составляет 0,2...0,3 км/с. Это объясняется влиянием некруговых орбит, т.е. возможным разбросом их эксцентриситетов. Если бы все орбиты были круговыми, то на каждой высоте тангенциальная скорость принимала бы единственное значение.

Учет приведенных распределений оказывается очень полезным при оценке направлений относительных скоростей возможных столкновений КА с КМ: обнаруженная особенность этих распределений делает возможными удары частиц по тыльной поверхности КА, т.е. противоположной направлению движения.

Радиальная составляющая скорости на один-два порядка меньше тангенциальной. Этот факт позволяет существенно упростить статистические исследования возможных столкновений на основе допущения, что поток КМ является плоским. Другая особенность рассматриваемого распределения — его зависимость от высоты. На малых высотах радиальная составляющая находится в интервале ±0,2 км/с. С увеличением высоты интервал возможных значений увеличивается, достигая 1 км/с. Такой характер высотной зависимости объясняется влиянием орбит с большими эксцентриситетами.

1.3.4. Максимальные значения концентрации космических объектов в 2007 г.

Наименование показателя	Значения концентрации для диапазонов размеров, км$^{-3}$							
	1	2	3	4	5	6	7	8
$\rho_{j\,\max}$	7,12E–4	5,98E–5	1,16E–5	1,98E–6	4,03E–7	1,37E–7	4,49E–8	1,02E–7

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

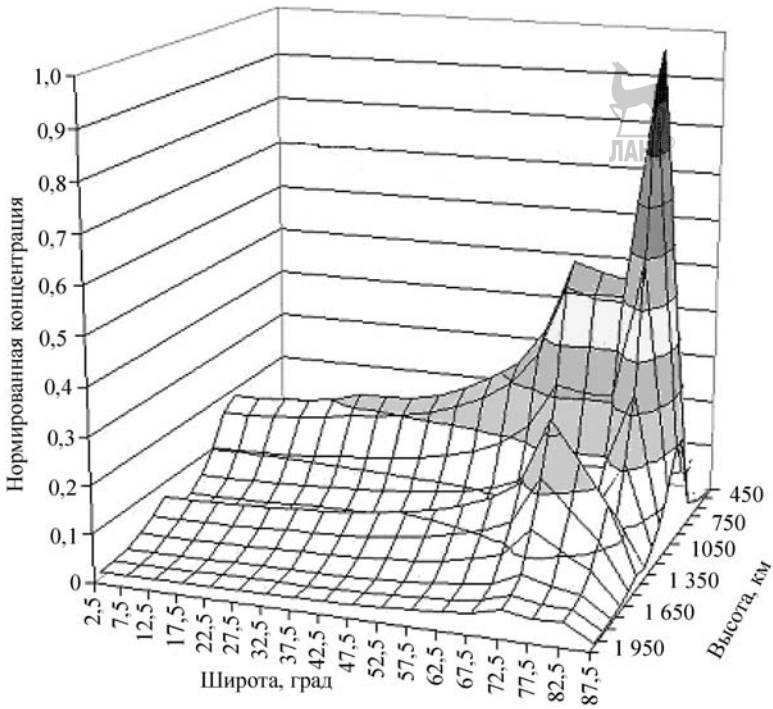


Рис. 1.3.10. Высотно-широтное распределение концентрации космических объектов: $d > 20$ см; максимальная концентрация (1,02E–7) $м^{-3}$

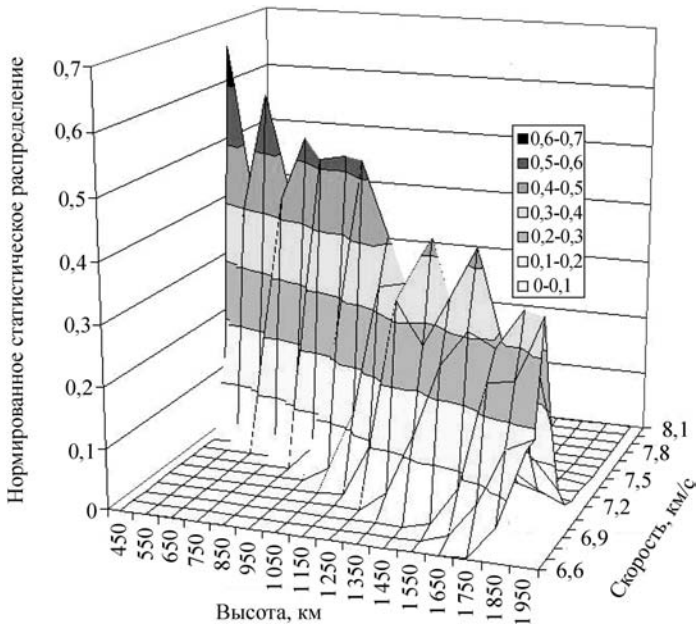


Рис. 1.3.11. Нормированное статистическое распределение тангенциальной составляющей скорости на разных высотах при d = 1,0…2,5 см

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

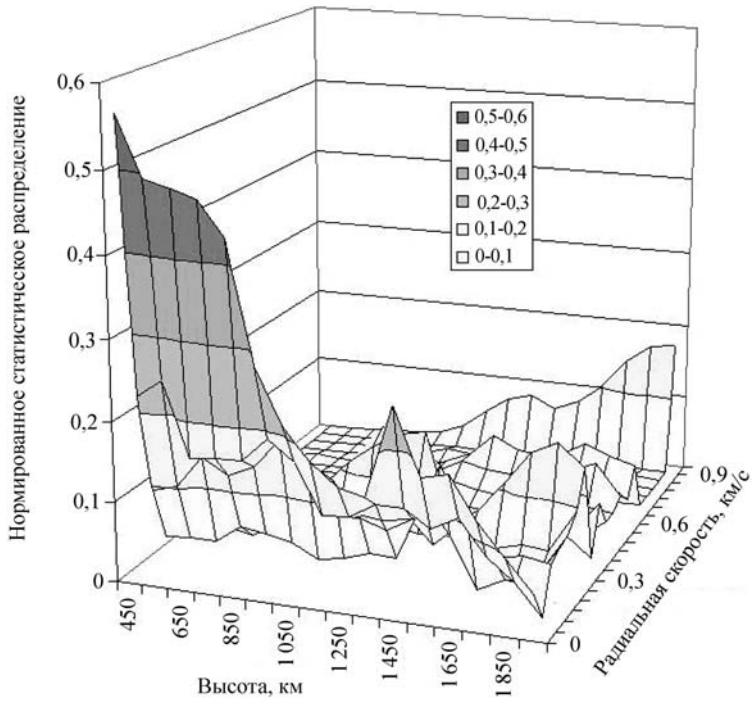


Рис. 1.3.12. Нормированное статистическое распределение модуля радиальной составляющей скорости на разных высотах

Построение статистических распределений направлений (азимута Az) возможных пролетов КО в окрестности заданной точки ОКП выполняется на основе специальной методики. В качестве основной исходной информации используется распределение наклонений p(*i*), а также допущение, что распределение долготы восходящего узла КО является равномерным.

Примеры построенных азимутальных нормированных статистических распределений p(Az) представлены на рис. 1.3.13. Из этих данных видно, что в окрестностях экватора (рис. 1.3.13, *а*) распределение направлений пролета совпадает с распределением наклонений: оно является сильно «изрезанным». Основные локальные максимумы находятся в диапазоне наклонений 55...75°, 80...85° и 90...105°, которым соответствуют азимутальные секторы 15...35°, 145...165°, 5...10°, 179...175°, 345...355° и 185...195°. По мере увеличения широты локальные максимумы сглаживаются, распределение стремится к равномерному (в приполярной области, рис. 1.3.13, *д*). На других высотах распределения направлений пролета несколько отличаются от приведенных в связи с отличием статистического распределения наклонений. Однако изложенные выше общие закономерности этих распределений остаются справедливыми и для других высот.

Физический смысл плотности потока частиц — число столкновений с КМ сферического объекта единичной площади сечения за единицу времени. Мгновенное значение плотности потока $Q(t)$ равно произведению концентрации частиц ρ на значение относительной скорости в данной точке:

$$Q(t) = \rho(t) V_{\text{rel}}(t). \qquad (1.3.17)$$

Представленная зависимость положена в основу решения данной задачи во всех известных моделях. Отличия связаны с методикой вычисления среднего значения относительной скорости КМ в данной точке и способом усреднения оценок (1.3.17) на интервале одного витка. В модели SDPA на интервале одного витка траектория разбивается на 180 участков с шагом 2° по аргументу широты.

Характерной особенностью алгоритма является способ определения средних значений

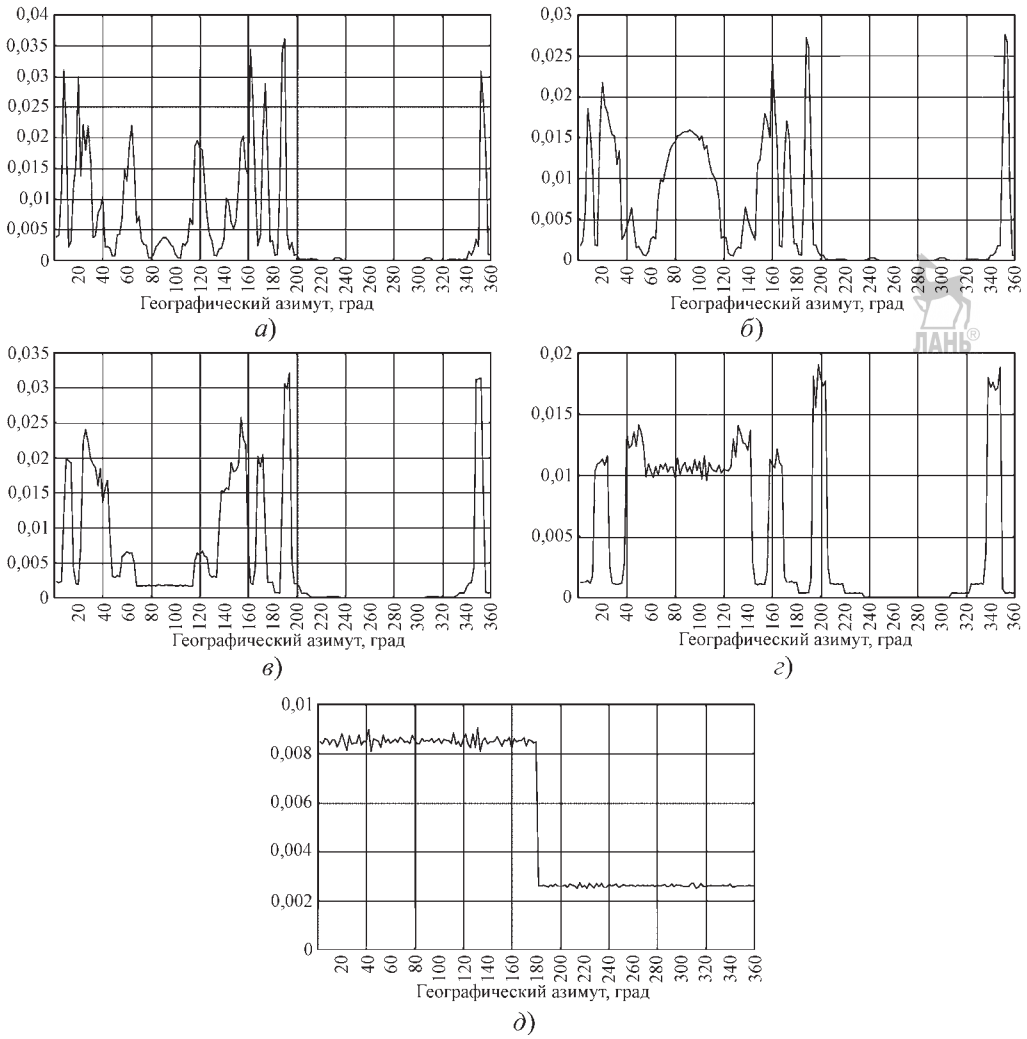


Рис. 1.3.13. Азимутальные нормированные статистические распределения направлений пролета космических объектов через заданную точку на разных широтах для высот до 800 км:
а — 5°; *б* — 25°; *в* — 45°; *г* — 65°; *д* — 85°

относительной скорости $\overline{V}_{rel}(t)$. Расчет основан на использовании статистического распределения направлений скорости КМ p(t, Az) в данной точке инерциального пространства. Каждому из направлений, характеризуемых географическим азимутом Az, соответствует определенное значение относительной скорости $V_{rel}(t, Az)$.

Для примера на рис. 1.3.14 представлены нормированные статистические угловые распределения плотности потока p$Q(A)$ и скорости столкновений p$V_{rel}(A)$, а также зависимость $V_{rel}(A)$ для КА с элементами круговой орбиты — высота 400 км, наклонение 51,6°. Здесь угол A отсчитывается в горизонтальной плоскости от вектора скорости КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **The New** NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000. Technical Report NASA/TP-2002-210780; S-890; NAS 1.60:210780.

2. **Krag H. et al.** Introducing the ESA-MASTER 2001 Space Debris Model // American Astronautical Society. 2002. V. 112. P. 199–218.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

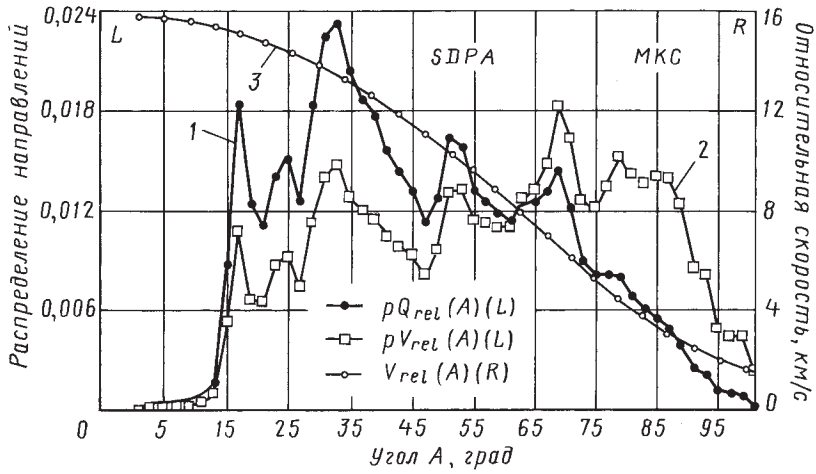


Рис. 1.3.14. Нормированные статистические угловые распределения:
1 — плотность потока космического мусора; *2* — относительная скорость (шкала *L*); *3* — зависимость относительной скорости от ее направления (шкала *R*)

3. **Назаренко А.И.** Проблема «Космического мусора» в околоземной среде // Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую среду: справ. пособие / под ред. В.В. Адушкина, С.И. Козлова, А.В. Петрова. М.: Анкил, 2000. Разд. 8. С. 382–432.

4. **Назаренко А.И.** Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства // Астрономический вестник. 2002. Т. 36, № 6. С. 555–564.

5. **Nazarenko A.I.** The Solution of Applied Problems Using the Space Debris Prediction and Analysis Model // Space Debris. Hazard Evaluation and Mitigation / Edited by N.N. Smirnov. London: Taylor & Francis Inc., 2002. Ch. 4. P. 55–112.

6. **ГОСТ Р 25645.167–2005.** Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.: Стандартинформ, 2005. 42 с.

7. **Технический** доклад о космическом мусоре. Нью-Йорк: ООН, Науч.-техн. подкомитет Комитета ООН по использ. косм. простр-ва в мирных целях, 1999. № R.99.I.17 (A/AC.105/720).

ЛАНЬ®

Раздел 2
МЕХАНИКА ПОЛЕТА

Глава 2.1
ДИНАМИКА ПОЛЕТА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

2.1.1. СПОСОБЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ

При выведении КА на орбиту обычно используют вертикально стартующие *ракеты космического назначения* (*РКН*). Основным параметром, определяющим энергетические возможности РКН, является ее характеристическая скорость, приобретаемая РКН в идеальном случае под действием силы тяги при отсутствии других сил (тяготения и сопротивления атмосферы). Для выведения КА на низкую околоземную орбиту необходима характеристическая скорость ~9,2 км/с, тогда как фактическая скорость на орбите составляет ~7,9 км/с. Одноступенчатая ракета практически не способна обеспечить подобную характеристическую скорость, поэтому для выведения на орбиту применяют многоступенчатые РКН.

Для пусков РКН используются специальные наземные комплексы. Пуски ряда конверсионных РКН, например РКН «Днепр», осуществляются из шахтных пусковых установок.

С 1999 г. реализуется международный проект «Морской старт» (участвуют Россия, Украина, США и Норвегия) пусков РКН с морской платформы из экваториальной части акватории Тихого океана. Это обеспечивает повышение выводимой на орбиту массы КА за счет вращения Земли. Особые преимущества этот комплекс имеет для запусков КА на геостационарные орбиты, использующие обычно нулевое наклонение. В отличие от наземных космодромов, использующих по условиям безопасности полета ограниченные наборы трасс выведения (или секторов трасс), комплекс «Морской старт» имеет более широкие возможности выбора трасс выведения на орбиты.

Разрабатываются проекты по пуску РКН или космопланов с летящего самолета, которые более эффективны по массе полезного груза, выведенной на орбиту, за счет придания относительно высокой начальной скорости (т.е. скорости самолета), увеличения высоты точки старта (в более разреженной по сравнению с приземным слоем атмосфере) и возможности пуска практически из любого района Земли. В США реализован комплекс Pegasus-XL, выводящий на низкую околоземную орбиту (высота 200 км) 300...450 кг полезного груза. В России разрабатывается проект «Воздушный старт» на базе самолета АН-124 «Руслан» с выведением двухступенчатой РКН на подобные орбиты 2 000...2 500 кг полезного груза. Прорабатываются также проекты старта космопланов с борта самолетов-носителей (проекты «МАКС», HOTOL и т.д.).

2.1.2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Вопросы выведения КА на орбиту включают в себя целый комплекс задач, связанный с проектированием РН: выбор числа ступеней, распределение масс между ступенями, определение перегрузок (тяги двигателей), программы изменения угла тангажа, расчет полетного задания и непосредственно наведение ракеты в процессе полета и др.

Основой для решения всех этих и некоторых им сопутствующих задач (расчет трассы полета, аварийной трассы, зон геометрической видимости измерительных пунктов, условий освещенности Солнцем и т.д.) являются модели движения РН, предназначенные для расчета номинальных траекторий, исследования влияния возмущающих факторов на точность выведения КА на заданные орбиты, баллистического проектирования, проектирования систем управления, исследования устойчивости движения и т.д.

Для решения перечисленных задач на основе общих уравнений движения, анализа системы сил, действующих на ракету, составляются уравнения движения в виде, позволяющем с достаточной точностью наиболее удобно выявить исследуемые особенности движения.

Определение параметров движения РН на участке выведения производится, как правило, численным интегрированием системы обыкновенных дифференциальных уравнений

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

движения центра масс РН. На ранних стадиях проектирования при выводе уравнений расчета траектории выведения основным допущением является пренебрежение инерционными членами в уравнениях, описывающих движение РН относительно центра масс.

В качестве модели Земли при расчете траектории РН обычно используется общий земной эллипсоид. Модель нормального гравитационного поля соответствует этой модели и включает, как правило, вторую и четвертую зональные гармоники. Для определения навигационных параметров в процессе полета могут применяться и более сложные модели.

Атмосфера со стандартными [1] параметрами принимается неподвижной относительно Земли. При проведении расчетов, связанных с определением зон падения отделяющихся элементов, могут применяться и более сложные сезонные, сезонно-широтные, региональные и другие модели атмосферы Земли.

Расчет параметров движения РН на участке выведения производится в выбранной системе координат. Выбор системы координат является субъективным, но не противоречащим физическому смыслу и наглядности получаемого решения задачи. Довольно часто применяется Гринвичская геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат (начало системы координат — в центре масс Земли, ось X в момент начала движения РН совпадает с линией пересечения плоскости экватора и меридиана Гринвича и направлена в сторону этого меридиана, ось Z направлена по вектору угловой скорости вращения Земли, ось Y лежит в плоскости экватора таким образом, что $\boldsymbol{X} \times \boldsymbol{Y} = \boldsymbol{Z}$).

Для расчета параметров движения система обыкновенных дифференциальных уравнений модели движения РН интегрируется численным методом (Рунге-Кутта, Адамса и др. [2]).

Модель движения включает в себя:

– начальные данные (геодезические координаты точки старта, время старта), т.е. данные, исходя из которых определяются начальные условия интегрирования в выбранной системе координат;

– исходные данные (характеристики двигательной установки, аэродинамические характеристики, геометрические размеры, массо-инерционные характеристики РН, конструктивные ограничения и др.), т.е. данные по конструкции ракеты;

– константы (постоянные, определяющие модель Земли и параметры атмосферы), не меняющиеся при изменении исходных и начальных данных.

В описанной выше геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат система обыкновенных дифференциальных уравнений движения центра масс РН, выглядит следующим образом:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{dt}{dt} = 1;\\
&\frac{dX}{dt} = V_X;\\
&\frac{dY}{dt} = V_Y;\\
&\frac{dZ}{dt} = V_Z;\\
&\frac{dV_X}{dt} = g_X + \frac{1}{m}P_X + \frac{1}{m}R_{aX};\\
&\frac{dV_Y}{dt} = g_Y + \frac{1}{m}P_Y + \frac{1}{m}R_{aY};\\
&\frac{dV_Z}{dt} = g_Z + \frac{1}{m}P_Z + \frac{1}{m}R_{aZ};\\
&\frac{dm}{dt} = -m_c,
\end{aligned}\right\} \qquad (2.1.1)$$

где t — текущее время; X, Y, Z — текущие координаты центра масс РН; V_X, V_Y, V_Z — составляющие текущего вектора скорости РН; g_X, g_Y, g_Z — составляющие ускорения нормального потенциала силы притяжения; m — текущая масса РН; P_X, P_Y, P_Z — составляющие силы тяги РН; R_{aX}, R_{aY}, R_{aZ} — составляющие силы лобового аэродинамического сопротивления, действующего на РН; m_c — массовый секундный расход топлива (исходные данные).

Начальные условия движения определяются из заданных геодезических координат точки старта:

$$\left.\begin{aligned}
&X_{\Gamma 0} = (N + H_c)\cos B_c \cdot \cos L_c;\\
&Y_{\Gamma 0} = (N + H_c)\cos B_c \cdot \sin L_c;\\
&Z_{\Gamma 0} = \left(N + H_c - \frac{ae^2}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_c}}\right)\sin B_c;\\
&X_0 = X_{\Gamma 0}\cos(\omega_3 t_0) - Y_{\Gamma 0}\sin(\omega_3 t_0);\\
&Y_0 = Y_{\Gamma 0}\cos(\omega_3 t_0) + X_{\Gamma 0}\sin(\omega_3 t_0);\\
&Z_0 = Z_{\Gamma 0};\\
&V_{X0} = -\omega_3 Y_0;\\
&V_{Y0} = \omega_3 X_0;\\
&V_{Z0} = 0,
\end{aligned}\right\} \qquad (2.1.2)$$

где $N=\dfrac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2 B_c}}$; B_c — геодезическая широта; $X_{\Gamma 0}$, $Y_{\Gamma 0}$, $Z_{\Gamma 0}$, V_{X0}, V_{Y0}, V_{Z0} — начальные условия; L_c — геодезическая долгота; H_c — геодезическая высота; t_0 — время начала движения; $\omega_3=7{,}292115\cdot10^{-5}\,\text{с}^{-1}$ — угловая скорость вращения Земли в инерциальном пространстве (константа); $a=6\,378\,137$ м — большая полуось общего земного эллипсоида; $e^2=0{,}0066943662$ — квадрат эксцентриситета общего земного эллипсоида.

Начальная масса РН определяется выражением

$$m_0=m_{\text{сух}}+m_{\text{топ}},$$

где $m_{\text{сух}}$ — масса РН без рабочего запаса топлива; $m_{\text{топ}}$ — рабочий запас топлива.

Составляющие ускорения нормального потенциала силы притяжения вычисляются по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned}
g_X &= -\frac{b_0}{r^3}X+\frac{3b_2}{r^5}\left(\frac{5}{2}\sin^2\varphi-\frac{1}{2}\right)X- \\
&\quad -\frac{5b_4}{r^7}\left(\frac{63}{8}\sin^4\varphi-\frac{25}{4}\sin^2\varphi+\frac{3}{8}\right)X; \\
g_Y &= -\frac{b_0}{r^3}Y+\frac{3b_2}{r^5}\left(\frac{5}{2}\sin^2\varphi-\frac{1}{2}\right)Y- \\
&\quad -\frac{5b_4}{r^7}\left(\frac{63}{8}\sin^4\varphi-\frac{25}{4}\sin^2\varphi+\frac{3}{8}\right)Y; \qquad (2.1.3)\\
g_Z &= -\frac{b_0}{r^3}Z+\frac{3b_2}{r^5}\left(\frac{5}{2}\sin^2\varphi-\frac{3}{2}\right)Z- \\
&\quad -\frac{5b_4}{r^7}\left(\frac{63}{8}\sin^4\varphi-\frac{35}{4}\sin^2\varphi+\frac{15}{8}\right)Z; \\
r &= \sqrt{X^2+Y^2+Z^2};\ \sin\varphi=\frac{Z}{r},
\end{aligned}$$

где $b_0=398\,600{,}5\cdot10^9$ м^3/с^2 — постоянная центрального гравитационного поля Земли; $b_2=-0{,}175552\cdot10^{26}$ м^5/с^2 — вторая зональная гармоника нормального гравитационного поля Земли; $b_4=0{,}1564\cdot10^{37}$ м^7/с^2 — четвертая зональная гармоника нормального гравитационного поля Земли; φ — геоцентрическая широта.

Модуль силы тяги РН вычисляется по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned}
&P=P_{\text{пуст}}+S_{\text{сопл}}p;\ P_{\text{пуст}}=m_{\text{с}}P_{\text{уд}}; \\
&p=\begin{cases}
p^*\exp\left[-\dfrac{g_c}{RT}(H-H^*)\right], & \text{если } \dfrac{dT}{dH}=0; \\
p^*\left[1+\dfrac{1}{T^*}\dfrac{dT}{dH}(H-H^*)\right]^{-\frac{g_c}{R\frac{dT}{dH}}}, & \text{если } \dfrac{dT}{dH}\neq0;
\end{cases} \qquad (2.1.4)\\
&h=r-R_3;\quad H=\frac{rh}{r+h},
\end{aligned}$$

где $P_{\text{пуст}}$ — сила тяги ДУ в пустоте; $S_{\text{сопл}}$ — площадь среза сопла ДУ; p — атмосферное давление на высоте H; $P_{\text{уд}}$ — удельная тяга ДУ; g_c — стандартное ускорение свободного падения на уровне Земли, $g_c=9{,}80665$ м/с^2; R — удельная газовая постоянная, $R=287{,}05287$ Дж$\cdot$кг$^{-1}\cdot$К$^{-1}$; H — геопотенциальная высота; T — температура атмосферы на высоте H; $T=T^*+\dfrac{dT}{dH}(H-H^*)$; p^*, T^* — давление и температура атмосферы на высотах H^*, определяемых моделью стандартной атмосферы Земли [1] ($p=101325$ Н/м^2, $T=288{,}15$ К на высоте $H=h=0$, максимальная высота 94 000 м); $\dfrac{dT}{dH}$ — градиент температуры по высоте определен таблично (табл. 2.1.1); h — геометрическая высота над уровнем Земли; $R_3=6\,356\,767$ м — условный радиус Земли;

$$\begin{cases}
P_{x_{c0}}=P\cos\vartheta_{\text{пр}}(t)\cos\psi_{\text{пр}}(t); \\
P_{y_{c0}}=P\sin\vartheta_{\text{пр}}(t)\cos\psi_{\text{пр}}(t); \\
P_{z_{c0}}=-P\sin\psi_{\text{пр}}(t),
\end{cases} \qquad (2.1.5)$$

где $P_{x_{c0}}, P_{y_{c0}}, P_{z_{c0}}$ — проекции силы тяги на оси начальной стартовой системы координат: начало системы координат O_{c0} — точка старта РН в момент начала движения. Ось

2.1.1. Градиент температуры по высоте

H, м	–2000... 11 000	11 000... 20 000	20 000... 32 000	32 000... 47 000	47 000... 51 000	51 000... 71 000	71 000... 85 000	85 000... 94 000
H^*, м	–2000	11 000	20 000	32 000	47 000	51 000	71 000	85 000
$\dfrac{dT}{dH}$, К/м	–0,0065	0,0000	0,0010	0,0028	0,0000	–0,0028	–0,0020	0,0000

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

x_{c0} касается общего земного эллипсоида, расположена в плоскости стрельбы и направлена в сторону пуска. Ось y_{c0} направлена вверх по местной вертикали к общему земному эллипсоиду. Ось z_{c0} дополняет систему координат $O_{c0}x_{c0}y_{c0}z_{c0}$ до правой, система инерциальная; $\vartheta_{\text{пр}}(t)$ — программный угол тангажа; $\psi_{\text{пр}}(t)$ — программный угол рыскания.

Проекции силы тяги на оси гринвичской инерциальной геоцентрической экваториальной системы координат определяются из следующих соотношений:

$$\begin{cases} P_X = -(\cos A_c \sin B_c \cos L_c + \sin A_c \sin L_c)P_{x_{c0}} + \cos B_c \cos L_c P_{y_{c0}} + \\ \qquad +(\sin A_c \sin B_c \cos L_c - \cos A_c \sin L_c)P_{z_{c0}}; \\ P_Y = -(\cos A_c \sin B_c \sin L_c - \sin A_c \cos L_c)P_{x_{c0}} + \cos B_c \sin L_c P_{y_{c0}} + \\ \qquad +(\sin A_c \sin B_c \sin L_c + \cos A_c \cos L_c)P_{z_{c0}}; \\ P_Z = \cos A_c \cos B_c P_{x_{c0}} + \cos B_c \sin L_c P_{y_{c0}} - \sin A_c \cos B_c P_{z_{c0}}, \end{cases} \quad (2.1.6)$$

где A_c — азимут пуска.

Теперь получим выражения для составляющих аэродинамической силы, действующей на РН:

$$\begin{cases} R_{aX} = -R_a \dfrac{V_X - \omega_3 Y}{V_{\text{отн}}}; \\ R_{aY} = -R_a \dfrac{V_Y + \omega_3 X}{V_{\text{отн}}}; \\ R_{aZ} = -R_a \dfrac{V_Z}{V_{\text{отн}}}, \end{cases}$$

где R_a — величина силы лобового сопротивления, $R_a = c_{x_1}(M) q S_M$, где $c_{x_1}(M)$ — коэффициент продольной аэродинамической силы (исходные данные); q — скоростной напор, $q = \dfrac{\rho V_{\text{отн}}^2}{2}$; ρ — плотность атмосферы на высоте H, $\rho = \dfrac{p}{RT}$; $V_{\text{отн}}$ — относительная скорость, $V_{\text{отн}} = \sqrt{(V_X - \omega_3 Y)^2 + (V_Y + \omega_3 X)^2 + V_Z^2}$; M — число Маха, $\text{M} = \dfrac{V_{\text{отн}}}{a}$; a — скорость звука, $a = 20{,}046796\sqrt{T}$; S_M — площадь сечения Миделя (исходные данные).

2.1.3. ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА ТРАЕКТОРИЙ И ИХ ОПТИМИЗАЦИИ

Одним из наиболее важных вопросов баллистики средств выведения является выбор траектории движения РН. Анализ этого вопроса приводит к задаче определения такого закона движения РН, при котором выбранный критерий оптимальности достигает своего максимального или минимального значения. Таким критерием в различных частных случаях при решении задачи выведения КА может быть величина полезного груза, высота круговой орбиты и др.

Решение задач оптимизации движения РН основывается на методах вариационного исчисления.

Однако большинство вариационных задач, важных для современной ракетной техники, не может решаться методами классического вариационного исчисления из-за наличия целого ряда существующих конструктивно-баллистических ограничений. Для их решения целесообразно использовать принцип максимума Л.С. Понтрягина [3].

Одной из основных задач оптимизации является выбор траектории движения РН из условия выведения на орбиту КА максимальной массы. Практически это предполагает выбор оптимальных законов изменения углов тангажа $\vartheta_{\text{пр}}(t)$, рыскания $\Psi_{\text{пр}}(t)$ и функции величины тяги ДУ $P(t)$ от времени, называемой циклограммой работы ДУ.

При практическом решении вопроса о выборе оптимального закона движения РН необходимо учитывать ряд специфических требований, касающихся условий старта, температурных режимов, условий разделения ступеней, управляемости, возможности упрощения системы управления, улучшения эксплуатационных характеристик и др.

К общим требованиям при выборе циклограммы работы ДУ относятся:

1. Ограниченность нормальных (в области максимальных скоростных напоров) и осевых перегрузок.

2. Ограниченность скоростных напоров при разделении ступеней.

3. Переходы на уменьшенные расходы (тяги) перед командой на выключение двигателя.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При выборе программы угла тангажа, оптимальной с точки зрения максимального использования энергетических возможностей носителя, обычно не учитывают возможные ограничения, накладываемые на нее СУ. Такой подход к решению дает возможность оценить максимальные возможности носителя и потери, обусловленные использованием СУ определенного типа. Далее, после выбора СУ, эти ограничения учитываются.

Анализ задачи оптимизации с точки зрения ограничений, накладываемых на функции управления, показывает, что ее надо решать отдельно для атмосферного и внеатмосферного участков траектории. Такой подход позволяет упростить методику проведения расчетов.

Общие требования к программе угла тангажа атмосферного участка, учитываемые на этапе проектирования:

1. Вертикальный старт и определенная продолжительность вертикального полета.

2. Максимальная перегрузка на участке управляемого разворота не должна превышать допустимую.

3. В районе трансзвуковых скоростей угол атаки должен быть равным нулю.

Для выполнения программы угла тангажа $\vartheta_{\text{пр}}(t)$ могут потребоваться большие углы атаки, которые вызовут большие изгибающие моменты на корпусе и высокие нагрузки в конструкции, что очень важно. Целесообразно решать задачу, исходя из условия по траектории «гравитационного разворота», или нулевого угла атаки на большей части атмосферного участка. Траектория характеризуется тем, что на ней сила тяги всегда направлена вдоль вектора скорости.

Перечисленные требования могут быть удовлетворены программами, выбранными из условия равенства нулю угла атаки на большей части траектории атмосферного участка. Программа такого типа может быть выбрана следующим образом [4]:

1. Вертикальный участок $0 < t < t_1$, t_1 — время окончания вертикального участка полета:

$$\vartheta_{\text{пр}} = \frac{\pi}{2}, \qquad (2.1.7)$$

2. Дозвуковой участок определяется моментом времени (t_1 – t_2), когда число Маха M близко к единице, M ~ 0,9.

Программное изменение угла атаки на этом участке может быть задано в виде зависимости

$$\alpha_{\text{пр}} = -\alpha_{\max} \sin\left(\frac{\text{M} - \text{M}_1}{0{,}9 - \text{M}_1}\right), \qquad (2.1.8)$$

где M_1 — число Маха в момент времени t_1.

Изменяя величину $\alpha_{\max}$ в допустимых пределах, можно получить различные траектории атмосферного участка и среди них выбрать те, которые будут удовлетворять перечисленным выше требованиям.

Изложенный метод позволяет выбирать программу угла тангажа с учетом перечисленных требований в виде однопараметрической, т.е. характеризуемой только величиной максимального угла атаки на участке управляемого разворота.

Существуют и многопараметрические зависимости для угла α, например, [5]:

$$\alpha_{\text{пр}} = \tilde{\alpha} k(k-2), \qquad (2.1.9)$$

где $\tilde{\alpha}$ — предельное значение угла атаки на дозвуковом участке траектории; $k = 2\exp(a_1(t_1 - t))$; a_1 — некоторый коэффициент, определяющий интенсивность «создания» и «снятия угла атаки».

На этом участке программа угла тангажа аппроксимируется квадратичной зависимостью от времени исходя из изменения программного угла атаки:

$$\vartheta_{\text{пр}} = a_1(t - t_1)^2 + b_1(t - t_1) + c. \qquad (2.1.10)$$

3. Баллистический участок (t_2 – t_{a}), где t_{a} — время, соответствующее достижению высоты границы атмосферы:

$$\alpha_{\text{пр}} = 0.$$

4. Участок полета РН вне атмосферы.

При выборе закона движения на внеатмосферном участке траектории воздействие аэродинамических сил можно не учитывать. Такое допущение значительно расширяет возможность оптимизации траектории движения, так как отпадают многие ограничения, накладываемые на управление.

В общем случае программа оптимального управления в явном виде не выражается. Достаточно удачным для практического приме-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нения служит ее дробно-линейная аппроксимация:

$$\vartheta_{\text{пр}}(t) = \operatorname{arctg}\left(\frac{a_2 + b_2(t - t_{\text{a}})}{c_2 + d_2(t - t_{\text{a}})}\right), \qquad (2.1.11)$$

где a, b, c, d — константы, определяемые в процессе решения краевой задачи.

В тех случаях, когда протяженность участка полета на внеатмосферном участке выведения сравнительно невелика, при практических расчетах целесообразно выбирать программу угла тангажа $\vartheta_{\text{пр}}(t)$ в виде линейной функции времени [6]:

$$\vartheta_{\text{пр}}(t) = \upsilon_0 + \dot{\upsilon}(t - t_{\text{a}}). \qquad (2.1.12)$$

Значения величин $\vartheta_0, \dot{\vartheta}$, определяющих форму траектории, а также $A_{\text{спр}}, \psi(t) = \text{const}$, определяющих направление трассы полета, получаются в результате решения краевой задачи оптимизации выведения максимальной полезной нагрузки РН на заданную орбиту с учетом основных конструктивно-баллистических ограничений.

Как правило, учитываются такие основные ограничения, накладываемые на конструкцию ракеты:

– заданная продолжительность вертикального участка полета в момент старта;

– максимальный скоростной напор;

– максимальная продольная перегрузка;

– произведение скоростного напора и угла атаки.

Одним из наиболее существенных ограничений, влияющим на величину выводимой максимальной полезной нагрузки, оказывается необходимость обеспечения попадания отделяемых элементов, ступеней РН и головного обтекателя, в заданные районы, называемые районами отчуждения.

Наведение ракеты является важной задачей баллистики средств выведения. Задача наведения ракеты *непосредственно* в процессе полета возникает из-за разницы траектории принятой модели движения от реальной траектории и возмущающих факторов, имеющих случайный характер.

Различия расчетной и реальной траектории происходят:

– из-за неполного знания о воздействии внешней среды — принятые модели расчета аэродинамических сил, атмосферы и гравитационного поля Земли, воздействие ветра имеют ряд допущений;

– неточностей изготовления и монтажа ракеты и ДУ:

неточности установки двигателя на ракете;

газодинамического эксцентриситета тяги двигателя;

отклонения центра масс ракеты от расчетного;

взаимного перекоса установки камер сгорания, если двигатель имеет не одну, а несколько камер сгорания;

отклонения удельного импульса и массового секундного расхода от расчетных значений, фактической массы ракеты от расчетной;

неполного знания аэродинамических характеристик ракеты;

отклонения от номинального соотношения расхода компонентов топлива;

– неточностей работы элементов и приборов СУ.

Под действием возмущающих сил и моментов ракета будет двигаться не по расчетной траектории, а по возмущенной. Задачу обеспечения устойчивого полета ракеты и получения управляющих воздействий, удерживающих ракету вблизи расчетной траектории, выполняет СУ. Чувствительные элементы СУ должны реагировать на отклонения регулируемых параметров движения от их расчетных значений. Поэтому непосредственное управление ракетой в полете необходимо проводить, используя модель возмущенного движения для прогнозирования текущей расчетной траектории.

Исходя из знания текущих параметров движения и параметров систем и агрегатов ракеты, ее наведение можно строить по двум принципам:

1. Наведение по «жесткой» траектории, т.е. «удержание» ракеты в окрестности номинальной, рассчитанной до старта траектории.

2. Наведение по «гибкой» траектории (терминальное наведение), т.е. «удержание» ракеты в окрестности траектории, периодически пересчитываемой в процессе полета, при использовании информации о текущих параметрах движения в качестве начальных условий.

Оба принципа наведения предполагают выключение ДУ после достижения расчетного значения заданной функции, называемой функционалом, от текущих параметров движения.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Текущие параметры движения получаются при решении навигационной задачи, при котором могут применяться инерциальная навигация и навигация, использующая сигналы от внешних источников измерения.

Недостаток наведения по «жесткой» траектории — низкая точность ввиду невозможности парирования одновременно всех возмущений, необходимость введения в контур управления ракетой возможность регулирования величины тяги ДУ, необходимость повышенных гарантийных запасов топлива, который влечет за собой снижение массы выводимого полезного груза. В перспективных СУ данный метод наведения обычно не используется.

Более «гибким» является терминальное наведение ракет. Терминальное наведение предполагает периодическое на протяжении всего полета решение краевой задачи оптимального выведения РН максимального полезного груза на заданную целевую орбиту. При этом в качестве начальных условий модели движения используются текущие навигационные измерения.

При построении алгоритмов терминального наведения время полета разбивается на интервалы постоянной или переменной длительности так, чтобы все расчеты по выбору управления для оставшейся траектории укладывались в пределах одного интервала. Решение о выборе управления для предстоящего интервала принимается в конце текущего интервала на основе располагаемой априорной измерительной информации, полученной к началу текущего интервала, и прогноза движения на оставшейся части траектории.

Кроме действующих на ракету возмущений имеются методические погрешности алгоритма и инструментальные ошибки. Поэтому найденное управление используется только в пределах одного интервала, а затем на последующем интервале управление снова уточняется. Чем ближе к концу траектории полета, тем меньше влияют возмущения на правильность выбора параметров управления.

Начальное приближение для решения краевой задачи во время первого интервала наведения размещается в полетном задании. Начальным приближением для последующего интервала служит решение, полученное на предыдущем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **ГОСТ 4401–81.** Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1982. 181 с.

2. **Демидович Б.П., Марон И.А.** Основы вычислительной математики. М.: Физматгиз, 1960. 659 с.

3. **Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.** Математическая теория оптимальных процессов. М.: Физматгиз, 1961. 392 с.

4. **Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.А.** Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 308 с.

5. **Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.** Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.

6. **Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М.** Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физических наук. 1957. Т. 63, вып. 1а. С. 5–32.

Глава 2.2

ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

2.2.1. НЕВОЗМУЩЕННОЕ ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

2.2.1.1. Задача двух тел

Рассмотрим изолированную систему двух материальных точек P_1 и P_2 с массами m_1 и m_2, которые притягиваются друг к другу по закону всемирного тяготения Ньютона. Задача изучения движения одной точки относительно другой в такой постановке называется задачей двух тел, а само движение — невозмущенным кеплеровским движением.

В произвольной неподвижной прямоугольной системе координат дифференциальные уравнения движения двух точек в векторной форме имеют вид:

$$m_1 \frac{d^2\boldsymbol{r}_1}{dt^2} = fm_1m_2 \frac{\boldsymbol{r}_2 - \boldsymbol{r}_1}{\Delta^3};$$

$$m_2 \frac{d^2\boldsymbol{r}_2}{dt^2} = fm_1m_2 \frac{\boldsymbol{r}_1 - \boldsymbol{r}_2}{\Delta^3},$$

где $\boldsymbol{r}_i$ — радиус-векторы точек в некоторый момент времени, $i = 1, 2$; f — постоянная тяготения; Δ — расстояние между точками P_1 и P_2.

На практике движение изучается не в абсолютной системе координат, а в относитель-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ной, начало которой совпадает с одной из точек, а оси, параллельные абсолютным осям, перемещаются в пространстве поступательно. Примем за начало координат точку P_1. Тогда движение точки P_2 относительно точки P_1 описывается дифференциальными уравнениями задачи двух тел:

$$\frac{d\boldsymbol{r}}{dt} = \boldsymbol{V}; \quad \frac{dV}{dt} = -\frac{\mu \boldsymbol{r}}{r^3}, \qquad (2.2.1)$$

где $\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}_2 - \boldsymbol{r}_1$; $r = \Delta$, $\mu = f(m_1 + m_2)$; $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$ — радиус-вектор и вектор скорости точки P_2 относительно точки P_1 соответственно, r — модуль вектора $\boldsymbol{r}$.

Уравнения (2.2.1) можно также представить в других формах — в канонических переменных, переменных Клеро–Лапласа, сферических, цилиндрических координатах и т.д. В ряде задач такие формы записи уравнений оказываются предпочтительными. Необходимые соотношения можно найти в [1].

Уравнения (2.2.1) оказываются точными не только для двух тел-точек, но и для любых двух тел, если они притягиваются друг к другу как материальные точки, например, для тел, имеющих сферическую форму со сферическим распределением плотностей. Уравнения задачи двух тел с большой степенью точности описывают движения и в других важных случаях, например, если размеры тел малы по сравнению с их взаимными расстояниями, или когда в системе нескольких тел одно из них намного превосходит по массе все остальные. В этих случаях в первом приближении можно считать, что каждое малое тело притягивается только этим главным телом, не испытывая воздействия со стороны других тел.

Таким образом, уравнения задачи двух тел применимы для описания невозмущенного движения планеты относительно Солнца, спутника относительно планеты, ИСЗ относительно Земли и т.д. Этим определяется особое место задачи двух тел в небесной механике и динамике космического полета.

2.2.1.2. Интегралы и уравнение Кеплера

Уравнения (2.2.1) представляют собой систему шестого порядка, а потому общий интеграл этой системы есть совокупность шести независимых между собой первых интегралов, к нахождению которых и сводится задача интегрирования. Можно показать, что уравнения (2.2.1) допускают семь первых интегралов. Однако они не могут составить общего интеграла системы, во-первых, потому, что ни один из них не содержит времени явно, а во вторых, потому, что они связаны между собой двумя тождественными соотношениями, так что независимых первых интегралов остается только пять. Недостающий интеграл находится простой квадратурой, и таким образом задача решается до конца в аналитическом виде. Приведем выражения для первых интегралов.

Интеграл энергии:

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} + h, \qquad (2.2.2)$$

где V — модуль вектора скорости; h — константа энергии.

Интегралы площадей (три компоненты векторного соотношения):

$$\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{V} = \boldsymbol{c} = [c_1,\ c_2,\ c_3]^{\mathrm{T}} = \mathrm{const}, \qquad (2.2.3)$$

где $\boldsymbol{c}$ — вектор интеграла площадей; т — знак транспонирования; c_1, c_2, c_3 — постоянные площадей.

Такие термины закрепились, потому что длина вектора $\boldsymbol{c}$ численно равна площади параллелограмма, построенного на векторах $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$. С другой стороны, вектор $\boldsymbol{c}$ коллинеарен вектору момента количества движения точки, поэтому интегралы площадей называются также интегралами момента количества движения.

Интегралы Лапласа (три компоненты векторного соотношения):

$$[\boldsymbol{V} \times \boldsymbol{c}] - \frac{\mu}{r}\boldsymbol{r} = \boldsymbol{f} = [f_1\ f_2\ f_3]^{\mathrm{T}} = \mathrm{const}, \qquad (2.2.4)$$

где $\boldsymbol{f}$ — вектор Лапласа; f_1, f_2, f_3 — постоянные Лапласа.

Определенные таким образом семь произвольных постоянных h, c_1, c_2, c_3, f_1, f_2, f_3, соответствующих найденным семи интегралам, на самом деле не являются независимыми, так как между этими постоянными существуют два тождественных соотношения:

$$c_1 f_1 + c_2 f_2 + c_3 f_3 = 0, \qquad (2.2.5)$$

$$f^2 = \mu^2 + hc^2, \qquad (2.2.6)$$

где f и c — модули векторов $\boldsymbol{f}$ и $\boldsymbol{c}$. Из этих соотношений любые две из семи постоянных можно выразить как функции пяти остальных, которые останутся произвольными. Поиск недостающего шестого интеграла простой квадратурой изложен в [2].

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Постоянные h, c_1, c_2, c_3, f_1, f_2, f_3, входящие в выражения для первых интегралов (2.2.2), (2.2.3) и (2.2.4), можно однозначно определить путем подстановки в эти выражения вместо $\boldsymbol{r}$ и $\boldsymbol{V}$ их начальных значений $\boldsymbol{r}_0 = \boldsymbol{r}(t_0)$, $\boldsymbol{V}_0 = \boldsymbol{V}(t_0)$, где t_0 — выбранный начальный момент времени.

Можно показать, что постоянные интегрирования полностью определяют расположение орбиты в пространстве, ее форму и размеры: движение происходит в неизменной плоскости, нормальной вектору $\boldsymbol{c}$, по кривой второго порядка. Орбита может быть эллипсом, параболой, гиперболой или в вырожденном случае парой прямых совпадающих.

Наиболее просто уравнение орбиты записывается в орбитальной системе координат, которая является неподвижной прямоугольной системой координат ξ, η, ζ, где плоскость $\xi O\eta$ — плоскость орбиты, ось $O\xi$ направлена по вектору Лапласа, так как из (2.2.4) следует, что вектор Лапласа лежит в плоскости орбиты. Ось $O\zeta$ направлена по нормали к плоскости орбиты, а ось $O\eta$ в плоскости орбиты дополняет систему до правой. Связь между координатами $\boldsymbol{r} = (x, y, z)^{\mathrm{T}}$ и $\rho = (\xi, \eta, \zeta)^{\mathrm{T}}$ выражается формулой

$$\boldsymbol{r} = \mathbf{M}\rho, \qquad (2.2.7)$$

где $\mathbf{M}$ — матрица перехода,

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \dfrac{f_1}{f} & \dfrac{c_2 f_3 - c_3 f_2}{cf} & \dfrac{c_1}{c} \\ \dfrac{f_2}{f} & \dfrac{c_3 f_1 - c_1 f_3}{cf} & \dfrac{c_2}{c} \\ \dfrac{f_3}{f} & \dfrac{c_1 f_2 - c_2 f_1}{cf} & \dfrac{c_3}{c} \end{bmatrix}.$$

Дополнительно вводятся полярные орбитальные координаты r, θ:

$$\xi = r\cos\theta;\ \eta = r\sin\theta, \qquad (2.2.8)$$

где θ — угол, образуемый радиус-вектором точки с положительным направлением оси $O\xi$ и называемый истинной аномалией.

Тогда уравнение орбиты примет вид:

$$r = \frac{p}{1 + e\cos\theta}, \qquad (2.2.9)$$

где $p = \dfrac{c^2}{\mu}$ — параметр орбиты, $e = \dfrac{f}{\mu}$ — ее эксцентриситет. Это полярное уравнение кривой второго порядка с полюсом в фокусе кривой и полярной осью, направленной по фокальной оси, которая называется в астрономии линией апсид. Точки пересечения фокальной оси с кривой называются апсидами, а также — перицентром и апоцентром. Из (2.2.8) и (2.2.9) следует, что фокальная ось совпадает с осью $O\xi$ и, следовательно, с вектором Лапласа.

Как известно из аналитической геометрии, параметр p для эллипса и гиперболы определяется формулами $p = a_1(1 - e^2) = a(e^2 - 1)$, где a_1 и a_2 — большая полуось эллипса и действительная полуось гиперболы соответственно.

Из выражений для p и e следует, что при $c \neq 0$ тип движения полностью характеризуется величиной f вектора Лапласа: при $f = 0$ орбита — окружность, при $f < \mu$ — эллипс, при $f = \mu$ — парабола, при $f > \mu$ — гипербола. Если же $c = 0$, то орбита вырождается в прямую линию $\theta = \pi$ при $e = 1$.

Тип движения удобно также связать с постоянной величиной h. Действительно, из соотношений $f = \mu e$ и (2.2.6) имеем $\mu^2(e^2 - 1) = hc^2$, откуда следует, что при $c \neq 0$:

если $h < 0$, то $e < 1$ и орбита — эллипс:
если $h = 0$, то $e = 1$ и орбита — парабола:
если $h > 0$, то $e > 1$ и орбита — гипербола.

Если $c = 0$, то орбита вырождается в прямую линию с $e = 1$.

От постоянной h зависит также параметр a. Из соотношений $c^2 = \mu a\left|1 - e^2\right|$ и (2.2.6) следует

$$a_1 = -\frac{\mu}{h};\ a_2 = \frac{\mu}{h}.$$

Таким образом, в невозмущенном движении положения плоскости орбит и орбиты в ее плоскости определяются постоянными площадей и направлением вектора Лапласа соответственно. Тип орбиты зависит от значения его модуля или от знака постоянной h, а размеры — от значения постоянной h.

Получение общего решения уравнений невозмущенного движения из найденных первых интегралов принципиально возможно, но представляет собой очень сложную алгебраическую задачу, не разрешимую в буквенном виде. Между тем соотношения (2.2.7), (2.2.8), (2.2.9) говорят о том, что решение задачи сводится, в сущности, к нахождению истинной аномалии θ как функции времени. Данная

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ключевая частная задача решается путем введения вспомогательной переменной. Для разных типов движений она определяется по-разному, поэтому каждый из них рассматривается в отдельности.

Если начальные условия $h < 0$, $f \neq 0$, $c \neq 0$, то $0 < e < 1$, а орбита — эллипс, то $\operatorname{tg}\frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\operatorname{tg}\frac{E}{2}$, где E — эксцентрическая аномалия. Можно показать, что она удовлетворяет уравнению Кеплера:

$$E - e\sin E = M = n(t - \tau), \qquad (2.2.10)$$

где M — средняя аномалия; $n = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}$ — среднее движение; τ — момент прохождения перицентра. Уравнение (2.2.10) трансцендентно относительно E и в конечном виде решено быть не может. Способы численного решения можно найти в [3].

Если начальные условия $h > 0$, $f \neq 0$, $c \neq 0$, то $e > 1$, а орбита — гипербола, то аналогично эллиптическому случаю, подставляя $\operatorname{tg}\frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{e+1}{e-1}}\operatorname{tg}\frac{F}{2}$, вводится вспомогательная переменная F, которая дает возможность получить аналог уравнения Кеплера для гиперболической орбиты:

$$e\operatorname{tg}F - \ln\operatorname{tg}\left(\frac{F}{2} + \frac{\pi}{4}\right) = n(t - \tau),$$

где $n = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}$.

Решение найденного уравнения также может быть получено только численным способом.

Если начальные условия таковы, что $h = 0$, $f \neq 0$, $c \neq 0$, то $e = 1$ и орбита есть парабола. В этом случае, не вводя никакой вспомогательной переменной, можно получить уравнение:

$$\sigma^3 + 3\sigma = 3n(t - \tau),$$

где $\sigma = \operatorname{tg}\frac{\theta}{2}$, $n = \sqrt{\frac{\mu}{2}}\frac{1}{q^{3/2}}$, $q = \frac{p}{2}$.

Полученное кубическое уравнение проще соответствующих уравнений двух предыдущих случаев, оно всегда имеет единственный вещественный корень, который может быть найден численным способом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А. и др.** Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976.

2. **Дубошин Г.Н.** Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1963.

3. **Смарт У.М.** Небесная механика. М.: Мир, 1965.

2.2.1.3. Орбитальные элементы

Движение небесного тела (*НТ*) будет определено в пространстве, если известны размеры и форма его орбиты, ее ориентация в пространстве и момент времени, в который тело находится в определенной точке орбиты. Орбитальные элементы характеризуют орбиту НТ и его положение на орбите.

Согласно интегралам невозмущенного орбитального движения (см. п. 2.1.2) в задаче двух тел, орбита НТ представляет собой коническое сечение, в одном из фокусов которого находится центр масс двух тел (притягивающий центр). Эта кривая второго порядка может быть эллипсом (окружность является его частным случаем), параболой, гиперболой или парой прямых (в вырожденном случае). Интеграл площадей показывает, что траектория НТ — плоская кривая, поскольку постоянный вектор $\boldsymbol{c}$ интеграла площадей перпендикулярен орбитальной плоскости:

$$(\boldsymbol{r}, \boldsymbol{c}) = 0. \qquad (2.2.11)$$

Из интегралов Лапласа (с вектором Лапласа $\boldsymbol{f}$) можно вывести соотношение, которое представляет собой уравнение поверхности вращения:

$$\mu\boldsymbol{r} = (\boldsymbol{r}, [\boldsymbol{c} \times \boldsymbol{V}]) - (\boldsymbol{r}, \boldsymbol{f}) = c^2 - (\boldsymbol{r}, \boldsymbol{f}), \qquad (2.2.12)$$

Таким образом, НТ остается в процессе движения на кривой второго порядка, являющейся линией пересечения плоскости (2.2.11) и поверхности (2.2.12) второго порядка. Размер и форму орбиты характеризуют фокальный параметр p и эксцентриситет e. Их связь с интегралами невозмущенного движения и с абсолютными величинами векторов $\boldsymbol{c}$ и $\boldsymbol{f}$ выражается в виде (2.2.9).

Геометрическое представление этих элементов можно рассмотреть универсально для всех видов получаемых конических сечений (рис. 2.2.1).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

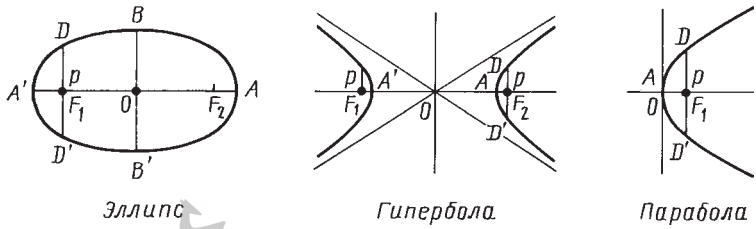


Рис. 2.2.1. Конические сечения с эксцентриситетами $e<1$ (эллипс), $e>1$ (гипербола) и $e=1$ (парабола)

Эксцентриситетом e орбиты называют отношение расстояния между фокусами $|F_1F_2|=2l$ этой орбиты к расстоянию между ее вершинами $|AA'|=2a$. Величина a называется *большой полуосью орбиты*. Величина эксцентриситета $e=l/a$ определяет вид конического сечения: для параболы $e=1$, для гиперболы $e>1$, для эллипса $e<1$. Движение по круговой орбите является частным случаем движения по эллипсу ($e=0$).

Фокальный параметр p представляет собой половину фокальной хорды $|DD'|$ орбиты, перпендикулярной к ее оси (линии апсид). Обозначим угол θ истинной аномалии как угол между вектором Лапласа $\boldsymbol{f}$ и вектором $\boldsymbol{r}$, отсчитываемый против часовой стрелки. Тогда уравнение (2.2.12) может принять вид:

$$\mu r = c^2 - rf\cos\theta. \qquad (2.2.13)$$

Представление радиус-вектора $\boldsymbol{r}$ и элементов p и e получаем, как в (2.2.9).

Точка орбиты тела, ближайшая к притягивающему центру, называется *перицентром* (для него истинная аномалия $\theta=0$), а наиболее удаленная — *апоцентром* (здесь $\theta=\pi=180°$). Если *притягивающим центром* является Земля, то названия этих точек — *перигей* и *апогей*, соответственно, для Солнца — *перигелий* и *афелий*, для Луны — *периселений* и *апоселений*, для произвольной звезды — *периастр* и *апоастр*. Направление вектора Лапласа $\boldsymbol{f}$ совпадает с направлением из притягивающего центра к перицентру орбиты. Прямая, соединяющая апоцентр и перицентр, называется *линией апсид*.

Положение НТ на орбите в некоторый момент времени t определяется его угловым расстоянием от линии апсид, т.е. истинной аномалией θ. Часто в качестве подобного элемента орбиты выбирают другие параметры, например среднюю аномалию M, аргумент широты u и др.

Элементы, характеризующие положение плоскости орбиты и ориентацию орбиты в этой плоскости, вводятся следующим образом. Рассматривается базовая система координат, начало которой совпадает с фокусом орбиты F, где находится притягивающий центр. За основную координатную плоскость Fxy в разных задачах выбирают различные плоскости: в теории движения ИСЗ — плоскость земного экватора, в звездной астрономии — плоскость Галактики. Ось Fz направлена на Северный полюс, а ось Fx — в основную точку, за которую часто принимают точку весеннего равноденствия Υ (точку пересечения экватора с эклиптикой весной).

Угол i между плоскостью экватора Fxy и плоскостью орбиты называют *наклонением* (наклоном) *орбиты*. Он принимает значения от 0 до 180°. Если $0°\le i<90°$, то движение НТ называется прямым, если же $90°<i\le180°$ — обратным (ретроградным). При обратном движении ИСЗ спутник обращается в противоположном направлении вращению Земли.

Пересечение плоскости орбиты с плоскостью Fxy называется *линией узлов*, а точки пересечения орбитой с Fxy — *узлами орбиты*. Восходящий узел Ω — узел орбиты, который проходит НТ, двигаясь из области отрицательных аппликат ($z<0$) в область положительных ($z>0$), «с юга на север». Противоположный узел $\mho$ называется нисходящим.

Долгота Ω восходящего узла — угол между осью Fx и направлением линии узлов из центра координат в восходящий узел. Угол отсчитывается против часовой стрелки и может иметь значения от 0 до 360°. Если траектория НТ лежит в плоскости экватора Fxy, то понятие восходящего узла считается неопределенным.

Угол между направлениями на восходящий узел и на перицентр называют аргументом перицентра ω (или угловым расстоянием перицентра от узла). Он отсчитывается в направлении движения тела от 0 до 360°. Часто рассматривают сумму двух углов — аргумента

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

перицентра ω и истинной аномалии θ, которая называется аргументом широты $u = \theta + \omega$.

Аргумент широты u представляет собой угол от линии апсид до направления на НТ. Этот параметр особенно эффективен при рассмотрении круговых орбит, где перицентр, следовательно, и аргумент перицентра являются неопределенными. Положение линии апсид иногда определяют относительно направления Fx. Для этого вводят угол $\pi = \Omega + \omega$, называемый долготой перицентра.

Углы i и Ω полностью определяют плоскость орбиты в пространстве, а аргумент перицентра ω задает ориентацию орбиты на плоскости. Орбитальные элементы $p, e, i, \Omega, \omega, u$ невозмущенного движения определяют орбиту независимо от того, является ли она эллиптической, гиперболической или параболической. Часто вместо фокального параметра p в составе кеплеровых элементов орбиты употребляют большую полуось a.

Аргумент широты u (или истинная аномалия θ, средняя аномалия M и др.) задает положение тела на этой орбите. Но этот параметр не содержит явного представления времени. Поэтому в качестве шестого кеплерового элемента орбиты часто используют положение НТ на орбите в начальный момент времени t_0, например среднюю аномалию M_0 в эпоху. Можно также выбирать момент времени прохождения тела через определенную точку орбиты, например момент времени прохождения через перицентр τ или через восходящий узел T_Ω. Шестой элемент τ входит в уравнение связи θ со временем t (см. п. 2.2.1.2).

Координаты положения и скорости НТ находятся из соотношений:

$$\begin{cases} x = r(\cos u \cdot \cos\Omega - \cos i \cdot \sin u \cdot \sin\Omega); \\ y = r(\cos u \cdot \sin\Omega + \cos i \cdot \cos u \cdot \sin\Omega); \\ z = r \sin i \cdot \sin u; \\ \dot{x} = \dfrac{c}{r}\left(\dfrac{e\sin\theta}{p} \cdot x - \sin u \cdot \cos\Omega - \cos i \cdot \cos u \cdot \sin\Omega\right); \\ \dot{y} = \dfrac{c}{r}\left(\dfrac{e\sin\theta}{p} \cdot y - \sin u \cdot \sin\Omega + \cos i \cdot \cos u \cdot \cos\Omega\right); \\ \dot{z} = \dfrac{c}{r}\left(\dfrac{e\sin\theta}{p} \cdot z + \sin i \cdot \cos u\right). \end{cases} \qquad (2.2.14)$$

Как было отмечено ранее, в некоторых специальных случаях классические орбитальные элементы становятся неопределенными. Например, большое количество космических объектов в околоземном пространстве движутся по околокруговым орбитам (с малым эксцентриситетом e), что затрудняет использование таких элементов, как аргумент перицентра ω и момент времени прохождения через перицентр τ. Подобные же проблемы возникают для околоэкваториальных орбит, где наклонение i близко к нулю. В этом случае слабо определены долгота восходящего узла Ω и момент времени его прохождения T_Ω. Потому что все движение происходит близ экваториальной плоскости, а значит восходящий узел не является стабильным.

Геостационарные спутники, имеющие огромную значимость в современной практике, движутся по околокруговым околоэкваториальным орбитам. Чтобы избежать таких сложностей, движение НТ рассматривается с помощью специальных «несингулярных» (регулярных) элементов орбиты. Один из возможных наборов таких элементов для орбит как с малыми эксцентриситетами, так и с малыми наклонениями, имеет вид:

$$\left\{ a, h = e\sin(\Omega + \omega), k = e\cos(\Omega + \omega), p = \operatorname{tg}\frac{i}{2} \cdot \sin\Omega, \right.$$
$$\left. q = \operatorname{tg}\frac{i}{2} \cdot \cos\Omega, l = \Omega + \omega + M \right\}.$$

Геометрически, элементы k и h близки к проекции вектора Лапласа $\boldsymbol{f}$ на экваториальную плоскость Fxy для орбит с малыми наклонениями, а элементы $2p$ и $-2q$ дают приближенные значения проекции вектора интеграла площадей $\boldsymbol{c}$ на экватор. Средняя долгота l может интерпретироваться для подобных орбит как долгота текущего положения НТ. Несингулярные элементы очень эффективны при рассмотрении движения спутника по этим орбитам с учетом их возмущений.

2.2.1.4. Определение орбит в задаче двух тел

Как показано в предыдущем параграфе, положение и скорость НТ, движущегося по орбите задачи двух тел, просто и однозначно определяются на любой момент времени, если известны значения орбитальных кеплеровых элементов.

Рассмотрим обратную задачу: получение элементов орбиты при известных векторах положения $\boldsymbol{r}$ и скорости $\boldsymbol{V}$ спутника в определенный момент времени t. Эта задача также имеет единственное решение, т.е. всегда имеется однозначное соответствие шести орбитальных

элементов и начальных значений векторов положения и скорости.

Вектор угловой скорости $\boldsymbol{c} = [\boldsymbol{r} \times V] = \{y\dot{z} - z\dot{y};\ z\dot{x} - x\dot{z};\ x\dot{y} - y\dot{x}\}$ из интеграла площадей и его модуль $c = |\boldsymbol{c}|$ можно получить из $\boldsymbol{r} = \{x; y; z\}$ и $V = \{\dot{x}; \dot{y}; \dot{z}\}$. Так как его представление через элементы орбиты $\boldsymbol{c} = c\{\sin i \cdot \sin\Omega;\ -\sin i \cdot \cos\Omega;\ \cos i\}$, то наклонение орбиты и долгота восходящего узла подчиняются следующим формулам:

$$\operatorname{tg} i = \frac{\sqrt{c_x^2 + c_y^2}}{c_z},\ \operatorname{tg}\Omega = \frac{c_x}{-c_y}. \qquad (2.2.15)$$

Здесь следует упомянуть, что выбор квадранта для i и Ω должен проходить в соответствии с условиями: $0° \le i \le 180°$, $\operatorname{sign}(\cos\Omega) = \operatorname{sign}(-c_y)$.

Аналогичным образом, решая уравнения (2.2.14) для положения $\boldsymbol{r}$ НТ относительно $\cos u$ и $\sin u$, определяем значение аргумента широты u:

$$\operatorname{tg} u = \frac{z / \sin i}{x\cos\Omega + y\sin\Omega} = \frac{z / c}{c_x y - c_y x} \qquad (2.2.16)$$

при условии $\operatorname{sign}(\cos u) = \operatorname{sign}(c_x y - c_y x)$.

Зная величину модуля c вектора интеграла площадей из (2.2.9), находится фокальный параметр:

$$p = c^2 / \mu, \qquad (2.2.17)$$

где μ — гравитационная постоянная притягивающего центра.

Из интеграла энергии получим значение большой полуоси орбиты:

$$a = \left(\frac{2}{r} - \frac{V^2}{\mu} \right)^{-1}. \qquad (2.2.18)$$

Тогда эксцентриситет e вычисляется по формуле:

$$e = \sqrt{1 - (p / a)}. \qquad (2.2.19)$$

Используя соотношения в невозмущенном движении задачи двух тел $r = a(1 - e\cos E)$; $(\boldsymbol{r}, V) = \sqrt{\mu a} \cdot e \sin E$, можно найти значение эксцентрической аномалии E:

$$\operatorname{tg} E = \frac{(\boldsymbol{r}, V) / \sqrt{\mu a}}{1 - r / a}, \qquad (2.2.20)$$

следовательно, и истинной аномалии θ орбиты:

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{\sin E\sqrt{1 - e^2}}{\cos E - e} = \sqrt{1 - e^2}\,\frac{(\boldsymbol{r}, V) / \sqrt{\mu a}}{1 - e^2 - r / a} \qquad (2.2.21)$$

при условии поиска квадранта $\operatorname{sign}(\cos\theta) = \operatorname{sign}(1 - e^2 - r / a)$.

Аргумент перицентра ω теперь получается как

$$\omega = u - \theta. \qquad (2.2.22)$$

Шестой элемент орбиты, связанный с временем, определяется из уравнения времени. Например, средняя аномалия M в эпоху t, для которой известны $\boldsymbol{r}$ и V, вычисляется из уравнения Кеплера с использованием уже известной эксцентрической аномалии E:

$$M = E - e\sin E. \qquad (2.2.23)$$

Таким образом получаются все шесть орбитальных элементов, полностью определяющих размеры и форму орбиты, ее положение и ориентацию в пространстве, положение НТ на орбите в заданный момент времени.

Для аналитического нахождения шести орбитальных элементов необходимо как минимум шесть независимых измерений (углов, дистанций, скоростей). Для невозмущенной задачи двух тел разработано множество различных аналитических методов определения орбиты. Они традиционно разделяются на методы типа Лапласа и Гаусса, так как именно эти два ученых в конце XVIII – начале XIX века разрабатывали подобные методы определения орбит НТ Солнечной системы.

Методы типа Лапласа сводятся к получению векторов положения и скорости в момент времени, соответствующий середине интервала наблюдения, после чего их можно конвертировать в орбитальные элементы, как это показано ранее. Однако подобный подход дает эффективные результаты только при недлинных интервалах наблюдений, если информация по скорости получается интерполяцией позиционных измерений.

Гаусс рассматривал задачу нахождения орбитальных элементов из трех угловых наборов, представляющих направление на космический объект (например, азимут и склонение) в разные моменты времени на длительных интервалах наблюдений. Первым в таком подходе можно назвать немецкого ученого Иоганна Герберта Ламберта, сформулировавшего задачу определения орбиты по двум известным векторам положения спутника, которые могут получаться из измерений расстояния и углов.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Эта задача называется задачей Ламберта и рассматривается ниже.

Обозначим через $\boldsymbol{r}_1=\{x_1;y_1;z_1\}$ и $\boldsymbol{r}_2=\{x_2;y_2;z_2\}$ векторы положения НТ в моменты времени t_1 и t_2, причем $t_1<t_2$. Абсолютные значения r_1 и r_2 этих радиус-векторов:

$$r_1^2=x_1^2+y_1^2+z_1^2,\ r_2^2=x_2^2+y_2^2+z_2^2. \qquad (2.2.24)$$

Рассмотрим вариант, когда интервал времени наблюдения меньше половины периода обращения НТ, поэтому разница между аргументами широты u_2 и u_1, а значит и истинными аномалиями θ_2 и θ_1, меньше 180°: $0°<(u_2-u_1)=(\theta_2-\theta_1)<180°$. Это допущение не является критическим для решения задачи, поскольку алгоритм расчета схож и для более чем полувиткового интервала при условии, конечно, что об этом известно.

Аналогично вышеприведенной схеме получения элементов орбиты при известных $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$ (2.2.15) вычисляется вектор $\boldsymbol{S}=[\boldsymbol{r}_1\times\boldsymbol{r}_2]=\{y_1z_2-z_1y_2;z_1x_2-x_1z_2;x_1y_2-y_1x_2\}$, перпендикулярный орбитальной плоскости. Далее можно определить наклонение i орбиты и долготу восходящего узла Ω:

$$\operatorname{tg} i=\frac{\sqrt{S_x^2+S_y^2}}{S_z},\ \operatorname{tg}\Omega=\frac{S_x}{-S_y}. \qquad (2.2.25)$$

Здесь следует напомнить, что выбор квадранта для i и Ω также должен проходить при условиях: $0°\le i\le 180°$, $\operatorname{sign}(\cos\Omega)=\operatorname{sign}(-S_y)$.

Соответственно, аргумент широты u_1 находится при решении уравнений (2.2.14) относительно $\cos u_1$ и $\sin u_1$ для положения $\boldsymbol{r}_1$ НТ:

$$\operatorname{tg}u_1=\frac{z_1/\sin i}{x_1\cos\Omega+y_1\sin\Omega}=\frac{z_1/|\boldsymbol{S}|}{S_xy_1-S_yx_1},\ \text{если}$$
$$\operatorname{sign}(\cos u_1)=\operatorname{sign}(S_xy_1-S_yx_1). \qquad (2.2.26)$$

Отметим, что модуль вектора $\boldsymbol{S}$ равен удвоенной площади треугольника, образованного векторами $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$:

$$|\boldsymbol{S}|=2\Delta=r_1r_2\sin(\theta_2-\theta_1)=r_1r_2\sin(\delta\theta). \qquad (2.2.27)$$

При этом сектор эллипса, образованный этими же векторами $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$ имеет площадь, согласно второму закону Кеплера пропорциональную времени между t_1 и t_2:

$$\Sigma=\frac{c}{2}(t_2-t_1)=\frac{\sqrt{\mu p}}{2}(t_2-t_1). \qquad (2.2.28)$$

Обозначим отношение площади сектора Σ к площади треугольника Δ, образованных векторами $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$, символом η:

$$\eta=\frac{\Sigma}{\Delta}=\frac{\sqrt{\mu p}}{|\boldsymbol{S}|}(t_2-t_1)=\frac{\tau}{|\boldsymbol{S}|}\sqrt{p}=\frac{\tau}{r_1r_2\sin(\theta_2-\theta_1)}\sqrt{p}. \qquad (2.2.29)$$

Для простоты используют еще одно обозначение «регуляризованного времени»: $\tau=(t_2-t_1)\sqrt{\mu}$.

Отметим также следующее выражение, связывающее разность истинных аномалий со скалярным произведением векторов $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$:

$$\cos(\delta\theta)=\frac{(\boldsymbol{r}_1,\boldsymbol{r}_2)}{r_1r_2}. \qquad (2.2.30)$$

Дальнейшее определение оставшихся орбитальных элементов требует знания значения фокального параметра $p=a(1-e^2)$, который, как видно из (2.2.29), зависит от нахождения величины η. Гаусс разработал эффективный и устойчивый путь для получения этой величины. Для этого он выразил $\eta^2(\eta-1)$ и η^2 через полуразность эксцентрических аномалий $\psi=(E_2-E_1)/2$:

$$\eta^2(\eta-1)=m\frac{2\psi-\sin(2\psi)}{\sin^3\psi};\qquad \eta^2=\frac{m}{l+\sin^2(\psi/2)}, \qquad (2.2.31)$$

где $m=\tau^2\rho^3$, $l=\dfrac{[(r_1+r_2)\rho-1]}{2}$, $\rho=\dfrac{1}{\sqrt{2(r_1r_2+(\boldsymbol{r}_1,\boldsymbol{r}_2))}}$.

Исключая ψ из уравнений (2.2.31), приходим к трансцендентному уравнению для η:

$$\eta=1+\frac{m}{\eta^2}W\left(\frac{m}{\eta^2}-l\right), \qquad (2.2.32)$$

где функция $W(w)=\sum_{n=0}^{\infty}\dfrac{(2n+4)!!}{(2n+3)!!}\cdot w^n$.

Решение (2.2.32) достигается различными способами, разработанными в течение последних двух с лишним столетий. Например, существуют алгоритмы итерационного вычисления значения η с помощью «процедуры секущих»:

$$\eta_{j+1}=\eta_j-f(\eta_j)\frac{\eta_j-\eta_{j-1}}{f(\eta_j)-f(\eta_{j-1})},\qquad f(\eta)=1-\eta+\frac{m}{\eta^2}W\left(\frac{m}{\eta^2}-l\right), \qquad (2.2.33)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

начального приближения Ганзена:

$$\eta_0 = \frac{6}{11} + \frac{5}{11}\sqrt{1 + \frac{88m}{15+18l}}. \qquad (2.2.34)$$

После вычисления η фокальный параметр p находят из (2.2.29):

$$p = (\sigma\eta / \tau)^2. \qquad (2.2.35)$$

Истинные аномалии, эксцентриситет e и большую полуось a ищут следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} e\cos\theta_1 &= \frac{p}{r_1} - 1 \\ e\sin\theta_1 &= \frac{e\cos\theta_1 \cdot \cos\delta\theta - (p/r_2 - 1)}{\sin\delta\theta} \end{aligned}\right\} \Rightarrow e^2, \theta_1; \qquad (2.2.36)$$

$$\theta_2 = \theta_1 + \delta\theta, \qquad (2.2.37)$$

$$a = p/(1-e^2). \qquad (2.2.38)$$

Аргумент перицентра определяется как

$$\omega = u_1 - \theta_1. \qquad (2.2.39)$$

Необходимые для шестого орбитального элемента эксцентрическую аномалию E_1 и среднюю аномалию M_1 находят по широко известным формулам невозмущенного кеплеровского движения:

$$\operatorname{tg} E_1 = \frac{\sqrt{1-e^2}\cdot\sin\theta_1}{\cos\theta_1 + e},\ M_1 = E_1 - e\sin E_1. \qquad (2.2.40)$$

Таким образом, получены все шесть орбитальных элементов по известным векторам $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$ положения НТ в моменты времени t_1 и t_2.

Вернемся к выражению (2.2.29). Кроме описанного метода Гаусса определения величины η существуют и другие методы. Например, не менее эффективен, особенно для вычислительных процессов на компьютерах, метод Ламберта–Эйлера, основанный на теореме Ламберта, устанавливающей следующую зависимость:

$$\tau a^{-3/2} = (\varepsilon - \sin\varepsilon) - (\delta - \sin\delta), \qquad (2.2.41)$$

где $\sin^2\frac{\varepsilon}{2} = \frac{r_1 + r_2 + s}{4a}$, $\sin^2\frac{\delta}{2} = \frac{r_1 + r_2 - s}{4a}$, s — длина хорды между концами $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$.

Это вытекает из представления площади Σ сектора эллипса, образованного векторами $\boldsymbol{r}_1$ и $\boldsymbol{r}_2$, в виде

$$\Sigma = \frac{a^2\sqrt{1-e^2}}{2}[(\varepsilon - \sin\varepsilon) - (\delta - \sin\delta)]. \qquad (2.2.42)$$

Используя уравнения Ламберта–Эйлера находят большую полуось a и эксцентриситет e, что является более простой вычислительной операцией по сравнению с методом Гаусса.

Для этого вычисляется длина хорды:

$$s^2 = (x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2 = r_1^2 + r_2^2 - 2(\boldsymbol{r}_1, \boldsymbol{r}_2). \qquad (2.2.43)$$

Затем находят большую полуось a методом последовательных приближений, где для текущего (или начального) значения a_j для j-й итерации вычисляют соответствующие значения углов ε_j и δ_j:

$$\cos\varepsilon_j = 1 - \frac{r_1 + r_2 + s}{2a_j},\ \cos\delta_j = 1 - \frac{r_1 + r_2 - s}{2a_j}. \qquad (2.2.44)$$

Необходимо правильно выбрать нужный квадрант, но в прикладных исследованиях обычно рассматривают случаи, когда $0° < \varepsilon < 180°$, $0° < \delta < 180°$, и сравнивается «регуляризованное время» τ с τ_j, получаемым по формуле

$$\tau_j = a_j^{3/2}[(\varepsilon_j - \sin\varepsilon_j) - (\delta_j - \sin\delta_j)]. \qquad (2.2.45)$$

После нахождения значения a нужной точности итерационный процесс останавливается, и определяются эксцентриситет и эксцентрические аномалии:

$$\left.\begin{aligned} \frac{E_2 - E_1}{2} &= \frac{\varepsilon - \delta}{2}; \\ e\sin\frac{E_1 + E_2}{2} &= \frac{r_2 - r_1}{2a}\operatorname{cosec}\frac{E_2 - E_1}{2}; \\ e\cos\frac{E_1 + E_2}{2} &= 1 - \frac{r_1 + r_2}{2a}\sec\frac{E_2 - E_1}{2}. \end{aligned}\right\} \Rightarrow e^2; E_1; E_2. \qquad (2.2.46)$$

Остальные элементы орбиты находят аналогично приведенному выше методу Гаусса.

2.2.2. ВОЗМУЩЕННОЕ ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

2.2.2.1. Методы теории возмущений. Оскулирующие элементы орбиты

Методы решения дифференциальных уравнений движения ИСЗ в большинстве случаев имеют в своей основе *теорию возмущений*. Использование того или иного варианта этой теории предполагает, что орбитальное движение спутника как материальной точки слагается из двух составляющих — невозмущенного движения и относительно малых приращений

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

к этому основному движению, которые являются результатом действия возмущающих сил [1]. В общем случае, когда компоненты возмущающего ускорения по порядку величины могут быть сравнимы с основным ускорением центрального тела (Земли), используются уравнения движения спутника в координатной форме:

$$\frac{d\boldsymbol{r}}{dt} = \boldsymbol{V},\ \frac{d\boldsymbol{V}}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}\boldsymbol{r} + \boldsymbol{f}, \qquad (2.2.47)$$

где r — модуль геоцентрического радиус-вектора спутника $\boldsymbol{r}$; $\boldsymbol{V}$ — вектор его скорости; t — время; μ — произведение гравитационной постоянной на массу Земли. В правой части последнего из этих уравнений первое слагаемое — вектор основного ускорения; $\boldsymbol{f}$ — вектор суммарного возмущающего ускорения. Для произвольного вектора $\boldsymbol{f}$ решение уравнений возмущенного движения может быть получено лишь численными методами.

При $\boldsymbol{f} = 0$ получаются уравнения невозмущенного кеплеровского движения. Невозмущенное движение (его иногда называют промежуточным) характеризуется двумя основными свойствами:

1) уравнения невозмущенного движения допускают строгое аналитическое решение;

2) невозмущенное движение отражает главные особенности истинного возмущенного движения.

В задачах динамики ИСЗ в качестве невозмущенного движения в основном используется решение задачи двух тел. Иногда применяется решение и другой интегрируемой обобщенной задачи двух неподвижных центров [2, 3]. В задаче двух тел одно из них — Земля, которая рассматривается как однородный шар или шар со сферически симметричным распределением плотности, а другое (спутник) — как материальная точка пренебрежимо малой массы. Аналитическое решение задачи двух тел дает зависимости геоцентрического радиус-вектора $\boldsymbol{r}$ и компонент вектора скорости $\boldsymbol{V}$ от времени t и шести произвольных постоянных интегрирования. В качестве таких постоянных могут быть выбраны значения компонентов векторов $\boldsymbol{r}$ и $\boldsymbol{V}$ в начальный момент времени t_0 или орбитальных элементов кеплеровского движения.

Воздействие возмущающих сил, обусловленных отличием фигуры Земли от шарообразной, влиянием сопротивления воздуха, притяжением спутника Луной, Солнцем и планетами, давлением солнечного света и другими факторами, приводит к тому, что в возмущенном движении орбитальные элементы не сохраняются постоянными. В каждый момент времени t они соответствуют элементам такого движения, которое реализовалось бы в случае внезапного гипотетического прекращения действия всех возмущающих сил. Такие элементы носят название *оскулирующих*, а соответствующая им орбита называется оскулирующей. В возмущенном движении истинная орбита в каждый момент времени соприкасается (osculatio — лат. касание, букв. поцелуй) с оскулирующей орбитой, соответствующей этому моменту. Поэтому истинную орбиту можно рассматривать как непрерывно изменяющуюся оскулирующую орбиту. Если возмущения достаточно малы, то на небольшом интервале времени истинная орбита близка к оскулирующей, вычисленной на момент t.

Для совокупности возмущающих сил изменение оскулирующих элементов эллиптического движения со временем описывается системой из шести нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка, называемых уравнениями Ньютона [4]. В этих уравнениях использованы стандартные обозначения кеплеровских элементов невозмущенного эллиптического движения спутника:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{de}{dt} = \tilde{S}\sin\theta + (\cos\theta + \cos E)\tilde{T};\\
&\frac{da}{dt} = \frac{2ea^2\sin\theta}{p}\tilde{S} + \frac{2a^2}{r}\tilde{T};\\
&\frac{di}{dt} = \frac{r\cos u}{p}\tilde{W};\\
&\frac{d\omega}{dt} = -\frac{\cos\theta}{e}\tilde{S} + \frac{\sin\theta}{e}\left(1+\frac{r}{p}\right)\tilde{T} -\\
&\qquad -\frac{r}{p}\tilde{W}\sin u\cdot\operatorname{ctg} i;\\
&\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r\sin u}{p\sin i}\tilde{W};\\
&\frac{dM}{dt} = n + \frac{\sqrt{1-e^2}}{e}\left(\cos\theta - \frac{2er}{p}\right)\tilde{S} -\\
&\qquad -\frac{\sqrt{1-e^2}}{e}\left(1+\frac{r}{p}\right)\tilde{T}\sin\theta,
\end{aligned}\right\} \qquad (2.2.48)$$

где e — эксцентриситет оскулирующего эллипса; θ — истинная аномалия; E — эксцентриче-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ская аномалия; a — большая полуось оскулирующего эллипса; i — наклонение плоскости оскулирующей орбиты (как правило, к плоскости земного экватора); r — модуль радиус-вектора, $r = \frac{p}{1 + e\cos\theta}$; p — параметр эллипса, $p = a(1 - e^2)$; $u = \theta + \omega$, u — аргумент широты; ω — аргумент широты перицентра; Ω — долгота восходящего узла; $M = M_0 + \int_{t_0}^{t} n dt$, M — средняя аномалия; M_0 — средняя аномалия в эпоху t_0; $n = \frac{\sqrt{\mu}}{a\sqrt{a}}$, n — среднее движение. Величины $\tilde{S}, \tilde{T}, \tilde{W}$ — нормированные на $\sqrt{p/\mu}$ проекции вектора суммарного возмущающего ускорения $\boldsymbol{f}$ на подвижные оси: S — на радиус-вектор, T — трансверсаль, W — бинормаль к плоскости оскулирующей орбиты для момента времени t. Таким образом,

$$\tilde{S} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} S; \tilde{T} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} T; \tilde{W} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} W. \quad (2.2.49)$$

При отсутствии возмущений, т.е. при $S = T = W = 0$, элементы a, e, i, ω, Ω сохраняют постоянные значения, а средняя аномалия изменяется линейно со временем $M = M_0 + n(t - t_0)$. При S, T, W, достаточно малых по сравнению с основным ускорением $g = \mu / r^2$, для решения уравнений в оскулирующих элементах применяются различные приближенные аналитические методы теории возмущений. Каждый из таких методов предполагает наличие малого параметра $\varepsilon << 1$, имеющего порядок отношения $|f| / g$. Предполагается также возможность представления решения уравнений в виде рядов по степеням ε. В специальных руководствах по небесной механике [1, 5, 6] детально описываются методы последовательных приближений Пикара, малого параметра Пуанкаре, а также методы Делоне, Цейпеля, Ли, Депри, Хори, основанные на использовании канонических переменных и канонических преобразований.

Канонические переменные в небесной механике — специальные элементы орбиты, часто употребляемые вместо кеплеровских. Их применение особенно эффективно в тех случаях, когда возмущающая сила потенциальна, а уравнения движения имеют гамильтонову форму. Примером канонических переменных служат элементы Делоне, связанные с кеплеровскими элементами орбиты соотношениями:

$$L = \sqrt{\mu a}; G = L\sqrt{1 - e^2}; H = G\cos i;$$
$$l = M; g = \omega, h = \Omega. \quad (2.2.50)$$

Преобразование одной системы канонических переменных в другую, при котором уравнения движения сохраняют форму Гамильтона, называется *каноническим преобразованием*.

Примером метода, основанного на канонических преобразованиях, служит метод Цейпеля — один из распространенных в теории возмущений гамильтоновых систем, применяемый для исследования движения НТ. В его основе лежат канонические преобразования [6], целью которых является получение возможно более простого выражения для гамильтониана, а в некоторых случаях и сведение задачи к интегрируемой. Основные особенности метода Цейпеля могут быть описаны с использованием канонических переменных Делоне L, G, H, l, g, h (2.2.50). Изменение этих переменных определяется канонической системой дифференциальных уравнений:

$$\frac{dL}{dt} = \frac{\partial F}{\partial l}; \frac{dG}{dt} = \frac{\partial F}{\partial g}; \frac{dH}{dt} = \frac{\partial F}{\partial h};$$
$$\frac{dl}{dt} = -\frac{\partial F}{\partial L}; \frac{dg}{dt} = -\frac{\partial F}{\partial G}; \frac{dh}{dt} = -\frac{\partial F}{\partial H}, \quad (2.2.51)$$

где гамильтониан задачи F состоит из суммы невозмущенного гамильтониана F_0 и возмущающей функции F_1:

$$F = F_0 + F_1(L, l, G, g, H, h, t). \quad (2.2.52)$$

В качестве невозмущенного принимается эллиптическое кеплеровское движение, для которого $F_0(L) = \frac{\mu^2}{2L^2}$. В практических задачах отношение $\varepsilon \approx |F_1| / F_0$ является малой величиной. Явная зависимость F_1 от времени t бывает обусловлена действием возмущений различной природы, например, притяжением третьего тела или влиянием тессеральных гармоник гравитационного поля основного притягивающего тела. В результате применения метода Цейпеля находятся реальные зависимости от времени оскулирующих элементов орбиты НТ, т.е. осуществляется прогнозирование его движения.

Для исследования движения спутников на длительных интервалах времени широкое

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

распространение получили методы осреднения. В возмущенном движении все элементы спутниковой орбиты подвержены возмущениям различных типов. Если короткопериодические возмущения, связанные с орбитальным движением спутника, обычно имеют незначительную амплитуду, то долгопериодические, особенно вековые, вносят существенные по величине, а иногда и качественные изменения в движение спутника и в *эволюцию* (медленное изменение элементов) его орбиты.

В основе метода осреднения лежит процедура, позволяющая исключить из рассмотрения короткопериодические возмущения. При наличии малого параметра и потенциальности возмущающих сил она выполняется как первый шаг или необходимый элемент теории возмущений и сводится к замене полной возмущающей функции (или потенциала) некоторым осредненным выражением. В небесной механике существует несколько способов или схем осреднения [7], которые применяются, исходя из специфических особенностей конкретной задачи. В результате проведения той или иной процедуры осреднения возмущающая функция более не содержит короткопериодических (или быстро осциллирующих) функций времени.

Уравнения движения спутника, в которых полная возмущающая функция заменена ее осредненным выражением, оказываются существенно более простыми и обладающими двумя принципиальными преимуществами по сравнению с исходными. Первое заключается в том, что такие осредненные или эволюционные уравнения могут быть проинтегрированы численным способом с гораздо большей эффективностью в силу отсутствия в правых частях быстро осциллирующих (короткопериодических) функций, обычно тормозящих процесс малостью шага интегрирования. Для численного решения осредненных уравнений в зависимости от схемы осреднения этот шаг может быть выбран равным одному или даже многим орбитальным периодам обращения спутника.

Данное обстоятельство часто используется в комбинированных численно-аналитических (полуаналитических) методах расчета возмущенного движения. Подобные методы предусматривают аналитическое построение осредненного возмущающего гамильтониана и нахождение короткопериодических возмущений вместе с численным интегрированием осредненных уравнений.

Второе преимущество заключается в возможности проведения приближенного анализа осредненных уравнений в целях выявления основных качественных закономерностей эволюции орбиты, поскольку аналитическое выражение для осредненной возмущающей функции оказывается существенно более простым, чем исходное. В некоторых случаях это выражение упрощается настолько, что система эволюционных уравнений допускает интегрирование в квадратурах, а иногда — и в известных специальных функциях. При этом говорят, что соответствующая осредненная задача (или схема) интегрируема. В частности, интегрируемой является так называемая двукратно осредненная задача Хилла, в которой возмущающее тело находится на расстоянии, много большем расстояния спутник–планета [8].

Фактическое осреднение возмущающей функции проводится с учетом специфики задачи. Так как кроме основного орбитального периода обращения спутника в возмущающей функции присутствуют также периоды движения возмущающих тел, то при осреднении обязательно принимаются во внимание соотношения между всеми периодами. В зависимости от этих соотношений, среди которых могут быть и резонансные (при соизмеримых периодах), выбирается та или иная схема осреднения.

В ряде задач возмущающие силы не являются потенциальными. В таких случаях осреднению подлежат непосредственно правые части уравнений возмущенного движения. При этом вместо одной возмущающей функции, приходится осреднять шесть функций правых частей дифференциальных уравнений. В случае потенциальных сил обе эти процедуры эквивалентны. В математическом аспекте процедура осреднения сводится к вычислению определенных интегралов по средней аномалии спутника, причем остальные элементы орбиты считаются постоянными в течение периода его обращения.

2.2.2.2. Влияние сжатия и атмосферы Земли на движение ИСЗ

Реальное движение ИСЗ происходит в нецентральном поле притяжения Земли. Кроме того, на высотах примерно до 1000 км над поверхностью Земли спутник испытывает за-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

метное сопротивление воздуха. Эти два основных возмущающих фактора обязательно учитываются при прогнозировании движения ИСЗ и при анализе эволюции его орбиты. В силу достаточной малости возмущающих ускорений, обусловленных сжатием Земли и сопротивлением воздуха, по отношению к основному притяжению шарообразной Земли два эти указанных возмущающих фактора в первом приближении рассматриваются независимо, а их совокупное влияние находится простым суммированием возмущений.

1. *Влияние сжатия Земли на движение ИСЗ.* Главное отличие фигуры Земли от шарообразной — ее полярное сжатие. Численное значение земного сжатия относительно невелико и определяется отношением $\alpha = \frac{r_0 - r_1}{r_0} \approx \frac{1}{298}$, где r_0 и r_1 — экваториальный и полярный радиусы Земли соответственно. Но на длительных интервалах времени сжатие Земли вызывает заметные возмущения в движении ИСЗ и главным образом вековые изменения трех элементов спутниковой орбиты — аргумента широты перигея, долготы восходящего узла и средней аномалии в эпоху.

Физическая природа притяжения несферичной Земли такова, что возмущающая сила и основная сила притяжения Земли как материальной точки потенциальны, т.е. вектор возмущающего ускорения может быть представлен в виде

$$\boldsymbol{f} = \mathbf{grad}\, R. \qquad (2.2.53)$$

В этом выражении R называется возмущающей функцией, которая зависит от геоцентрических координат спутника. Используемое на практике выражение функции R представляется рядом по степеням отношения r_0/r с коэффициентами, зависящими от географических координат спутника.

Первое и наиболее существенное слагаемое этого ряда выражается формулой

$$R = \frac{\mu r_0^2 c_{20}}{2r^3}(3\sin^2\varphi - 1), \qquad (2.2.54)$$

где постоянный безразмерный коэффициент $c_{20} \approx -0{,}001082$ имеет порядок земного сжатия; φ — географическая широта спутника, $\sin\varphi = \sin i \cdot \sin u$.

Проектированием вектора $\boldsymbol{f}$ на подвижные оси радиус-вектора спутника, трансверсаль и бинормаль к плоскости его орбиты получаются компоненты, входящие в правые части уравнений в оскулирующих элементах [9]:

$$S = \frac{3\mu r_0^2 c_{20}}{2r^4}(1 - 3\sin^2 \cdot i \sin^2 u), \qquad (2.2.55)$$

$$T = \frac{3\mu r_0^2 c_{20}}{2r^4}\sin^2 i \cdot \sin 2u, \qquad (2.2.56)$$

$$W = \frac{3\mu r_0^2 c_{20}}{2r^4}\sin 2i \cdot \sin^2 u. \qquad (2.2.57)$$

Полученные таким образом уравнения используют для выявления качественных особенностей влияния отдельно рассматриваемого возмущающего фактора (в данном случае — сжатия Земли) на эволюцию орбиты ИСЗ, а также для приближенных количественных оценок изменения элементов. Короткопериодические возмущения элементов орбиты ИСЗ, обусловленные сжатием Земли, имеют порядок отношения модуля вектора $\boldsymbol{f}$ возмущающего ускорения к основному ускорению $g = c_{20}(r_0/r)^2$. Наибольших значений амплитуда короткопериодических возмущений (колебаний орбитальных элементов) достигает при минимальном расстоянии r.

Для близких ИСЗ данная величина составляет примерно сотые доли градуса в угловых переменных, примерно 0,001 в эксцентриситете и примерно 0,001 геоцентрического расстояния в большой полуоси. Во многих случаях при изучении возмущенного движения на длительных интервалах времени порядка десятков и сотен орбитальных периодов спутника короткопериодическими возмущениями пренебрегают и для исследования уравнений используют метод осреднения по средней аномалии M, изменяющейся с угловой скоростью n (среднего движения спутника).

Осредненные уравнения с правыми частями, замененными их средними значениями описывают изменение так называемых средних элементов $\overline{\mathbf{Э}}$, свободных от короткопериодических возмущений:

$$\frac{d\overline{\mathbf{Э}}}{dt} = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} \frac{d\mathbf{Э}}{dt} dM, \qquad (2.2.58)$$

где $\mathbf{Э}$ — вектор, компонентами которого являются все элементы орбиты a, e, i, ω, Ω, M_0. При вычислении определенных интегралов, приведенных выше, все параметры орбиты,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

входящие в правые части, кроме M, θ и E, считаются постоянными для данного оборота спутника. Анализ осредненных уравнений показывает, что под действием сжатия средние элементы $\bar{a}, \bar{e}, \bar{i}$, $\bar{n} = \frac{\sqrt{\mu}}{\bar{a}\sqrt{\bar{a}}}$ не изменяются со временем, а изменения средних элементов $\bar{\omega}, \bar{\Omega}, \bar{M}_0$ описываются следующими формулами:

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}^{(0)} + \dot{\bar{\omega}}(t - t_0), \bar{\Omega} = \bar{\Omega}^{(0)} + \dot{\bar{\Omega}}(t - t_0), \bar{M}_0 = \\ = \bar{M}_0^{(0)} + \dot{\bar{M}}_0(t - t_0), \qquad (2.2.59)$$

где $\bar{\Omega}^{(0)}$, $\bar{M}_0^{(0)}$, $\bar{\omega}^{(0)}$ — начальные значения соответствующих средних элементов;

$$\dot{\bar{\omega}} = \frac{3\bar{n}r_0^2 c_{20}}{4\bar{a}(1-\bar{e}^2)^2}(1 - 5\cos^2\bar{i});$$

$$\dot{\bar{\Omega}} = \frac{3\bar{n}r_0^2 c_{20}}{2\bar{a}^2(1-\bar{e}^2)^2}\cos\bar{i}; \qquad (2.2.60)$$

$$\dot{\bar{M}}_0 = \frac{3\bar{n}r_0^2 c_{20}}{4\bar{a}^2(1-\bar{e}^2)^{3/2}}(1 - 3\cos^2\bar{i}). \qquad (2.2.61)$$

Таким образом, влияние сжатия Земли главным образом проявляется в вековом изменении аргумента широты перицентра, долготы восходящего узла и средней аномалии в эпоху. Скорость векового ухода $\dot{\bar{\omega}}$ обращается в нуль при $\cos^2\bar{i} = 1/5$ или $\bar{i} \approx 63{,}5°$ и $\bar{i} \approx 116{,}5°$ (так называемые *критические наклонения*).

Данное обстоятельство существенным образом используется при выборе параметров высокоапогейных орбит спутников связи типа «Молния». Скорость векового ухода $\dot{\bar{\Omega}}$ обращается в нуль при $\bar{i} = 90°$. Для различных $\bar{a}, \bar{e}, \bar{i}$ эта скорость может быть выбрана, в частности, равной скорости орбитального движения Земли (примерно 1 °/сут). Данное явление используют при выборе параметров так называемых солнечно-синхронных орбит ИСЗ. Плоскость таких орбит поворачивается вместе с Солнцем, т.е. сохраняет свою пространственную ориентацию относительно направления на Солнце.

2. *Влияние земной атмосферы* вызывает торможение движения ИСЗ, особенно в ее плотных слоях. Величина этой силы определяется формулой

$$F = \frac{\rho P V^2}{2} c_x, \qquad (2.2.62)$$

где ρ — плотность воздуха; P — эффективная площадь поверхности, нормальная к набегающему потоку воздуха (так называемая площадь миделева сечения); V — квадрат скорости спутника; c_x — некоторый безразмерный коэффициент, зависящий от поверхностных свойств спутника. Направление этой силы прямо противоположно вектору $\boldsymbol{V}$. Если пренебречь влиянием захвата атмосферы вращающейся Землей, то соответствующие компоненты вектора ускорения $\boldsymbol{f}$ определяются через элементы орбиты по следующим формулам [9]:

$$S = -\frac{c\rho\mu}{p}\sqrt{1 + 2e\cos\theta + e^2}\cdot e\sin\theta; \qquad (2.2.63)$$

$$T = -\frac{c\rho(h)\mu}{p}\sqrt{1 + 2e\cos\theta + e^2}\left(1 + e\cos\theta\right); \; W = 0, \qquad (2.2.64)$$

где $c = \frac{c_x P}{2m}$, m — масса спутника.

Поскольку бинормальная компонента ускорения равна нулю, сила сопротивления невращающейся атмосферы не изменяет пространственной ориентации плоскости орбиты ИСЗ, т.е. $\frac{di}{dt} = \frac{d\Omega}{dt} = 0$.

Анализ соответствующих осредненных за период движения спутника уравнений в элементах показывает, что в случае стационарной модели атмосферы, когда ее плотность является лишь функцией высоты h (или геоцентрического расстояния r), среднее значение аргумента широты перицентра не меняется, т.е. $\frac{d\bar{\omega}}{dt} = 0$. Для вековых изменений средних элементов $\bar{a}, \bar{e}$ за период обращения спутника справедливы следующие выражения:

$$\delta\bar{a} = -2c\bar{a}^2\int_0^{2\pi}\rho\frac{1 + \bar{e}\cos E}{1 - \bar{e}\cos E}\sqrt{1 - \bar{e}^2\cos^2 E}\,dE, \\ \delta\bar{e} = -2c\bar{a}(1 - \bar{e}^2)\int_0^{2\pi}\rho\frac{\cos E}{1 - \bar{e}\cos E}\sqrt{1 - \bar{e}^2\cos^2 E}\,dE. \qquad (2.2.65)$$

Для изотермической модели атмосферы оказывается, что $\delta\bar{a} < 0$ и $\delta\bar{e} < 0$. Это означает, что под действием сопротивления воздуха спутник движется по эллиптической спирали, со временем приближающейся к круговой орбите, радиус которой также монотонно уменьшается. Уменьшение большой полуоси вызывает увеличение среднего движения ИСЗ, по-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

этому угловая и линейная скорости орбитального движения спутника возрастают, несмотря на тормозящее действие атмосферы. При этом уменьшение высоты полета приводит к входу спутника в плотные слои атмосферы, а в случае неуправляемого спуска на поверхность Земли и к его сгоранию.

2.2.2.3. Баллистические модели движения ИСЗ

Движение ИСЗ проходит под воздействием множества сил различной природы: притяжение Земли, гравитационные силы от внешних небесных тел (Луны, Солнца, планет и т.п.), световое давление на поверхность спутника и аэродинамические силы сопротивления атмосферы Земли. Кроме того, в отдельных случаях имеют существенное значение в движении спутника и менее заметные («малые») факторы, например, электродинамические силы, возникающие при движении ИСЗ в магнитном поле Земли. Необходимо упомянуть и дополнительные силы «случайной природы», связанные, в частности, с реализацией управления движением ИСЗ с помощью корректирующих маневров или с возможными столкновениями с мелкими космическими объектами в околоземном пространстве («космическим мусором»), и пр.

Влияние каждой из упомянутых сил на движение спутника зависит от размера и формы орбиты, ориентации и конструкции КА в пространстве, временны́х факторов и т.д. Например, при движении ИСЗ на низких орбитах (до 1500 км) заметную роль играет атмосферное торможение и другие аэродинамические силы, приводящее к значительным изменениям орбиты. Их воздействие на порядки выше, чем возмущения от притяжения Луны и Солнца, давления светового потока на поверхность КА. Кроме того, торможение в атмосфере существенно изменяет орбиту спутника и этим определяет продолжительность его существования. В то же время для высоких орбит ИСЗ плотность атмосферы настолько снижается, что может не приниматься во внимание, а гравитационное влияние Луны и Солнца, действие светового давления растут, становясь очень существенными в движении спутника. Для каждой конкретной орбиты и поставленной задачи можно провести анализ сил, необходимых для учета в движении ИСЗ при требуемой точности. На основе подобного анализа формируется силовая модель, принимаемая в расчет движения спутника.

Можно констатировать, что в силовых моделях для всех орбит ИСЗ необходимо принимать во внимание гравитационное поле Земли с учетом его нецентральности, вызываемой геометрическим отличием формы Земли от сферической и неравномерным распределением масс внутри Земли. Особенно важно даже для высоких орбит геостационарных спутников, где высота $h \approx 35\,786$ км влияние второй зональной гармоники $J_2 = -c_{20}$, отражающей динамическое сжатие Земли.

Удаление от центра Земли снижает величину возмущений от нецентральности ее поля тяготения, особенно для высоких степеней n гармоник разложения $\{c_{nm}, d_{nm}\}$. Поэтому для высоких орбит можно снижать размер $N \times M$ модели гравитационного поля Земли, но при этом растет влияние притяжения Луны и Солнца, а также светового давления, где необходимо учитывать с высокой точностью и теневые эффекты.

К «малым» возмущениям в большинстве случаев следует причислить возмущения, связанные с приливными деформациями планеты, а также давление отраженного от Земли светового потока, электромагнитные силы, эффект Пойнтинга–Робертсона, релятивистские эффекты и пр. Создаваемые ими ускорения обычно имеют порядок $10^{-10} \ldots 10^{-7}$ см / с^2. Как уже отмечалось выше, каждый случай существенно зависит от характеристик орбиты, спутника, задачи, и поэтому его нужно рассматривать отдельно при моделировании движения ИСЗ.

Модель движения спутника включает в себя силовую модель, расписание возможных коррекций траектории с помощью импульсных или продолжительных маневров, реактивных двигателей малой тяги, «световых парусов» и др., что также может быть учтено в обобщенной силовой модели, а также методы расчета движения ИСЗ.

Как аналитический, так и численный подходы к решению уравнений небесной механики основаны на приближении решений отрезками каких-либо рядов, однако в их построении есть принципиальная разница.

При численном подходе можно использовать наиболее полную силовую модель с учетом полного состава возмущающих факторов. Это позволяет достигать высоких степеней точности расчета движения КА. Ап-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

проксимация осуществляется в виде различных модификаций отрезка ряда Тейлора на интервале времени, значительно меньшем одного оборота спутника. Коэффициенты разложения, что очень важно, вычисляются исходя из начальных условий уравнений движения. Поэтому полученное решение — частное, а численные методы иногда называют методами *частных* или *специальных* возмущений.

Движение ИСЗ можно описать в различных системах координат. От выбора конкретной системы координат зависит как сложность алгоритма вычисления правых частей уравнений движения, так и эффективность работающего численного метода. Для ИСЗ, движение которого можно рассматривать без учета влияния Луны и Солнца, наибольшее применение имеет Гринвичская вращающаяся система координат. К ее основным преимуществам можно отнести несложный алгоритм правых частей дифференциальных уравнений и простоту формул для расчета различных параметров орбиты.

Однако при численном интегрировании требуется выбирать небольшой шаг интегрирования, что снижает быстродействие расчетов. Впрочем, для низкоорбитальных ИСЗ выбор других систем координат или наборов параметров численного интегрирования (координат или элементов орбиты) обычно не приводит к выигрышу в скорости вычислений. Для высоких орбит ИСЗ необходимо учитывать возмущающее воздействие Луны и Солнца. В связи с этим наиболее целесообразно использовать систему уравнений в инерциальной геоцентрической системе координат.

Численные методы расчета, их точность и быстродействие в значительной мере зависят от характеристик орбит спутников, особенно от эксцентриситета e. Сингулярность уравнений движения ИСЗ в окрестности начала координат для высокоэллиптических орбит приводит к сильным и неравномерным изменениям функций правых частей уравнений, что требует постоянного изменения шага интегрирования и, как следствие, ведет к непроизводительным затратам компьютерного времени. Кроме того, решения уравнений неустойчивы по Ляпунову даже в невозмущенном случае, что приводит к усилению ошибки усечения аппроксимирующей формулы численного метода. Для орбит с большим эксцентриситетом применяют методы интегрирования с автоматическим выбором шага [10].

Разработано большое количество различных численных методов интегрирования дифференциальных уравнений, которые можно разделить на две группы. Методы первой группы основаны на разложении функции правых частей в ряд с последующей записью аналитического выражения для переменной на следующем шаге интегрирования, сохраняя производные высших порядков. Эти производные определяют либо аналитически, либо численным дифференцированием исходного уравнения. Среди численных методов данной группы можно назвать методы Адамса, Коуэлла, Штермера и др.

Методы второй группы в разложениях не включают в ряды производные высших порядков для переменной на следующем шаге вычислений. Однако меняется схема вычислений, когда на каждом шаге несколько раз вычисляются первые производные, т.е. осуществляется последовательное улучшение искомой переменной. К таким методам относятся методы Рунге–Кутта различных порядков.

Значительное развитие получили также специализированные методы численного интегрирования, использующих характеристики поставленных задач, рассматриваемых орбит, интервалов прогнозирования и т.д., например, методы Энке, Милна, Стеффенсона и пр.

В отличие от численного аналитический подход позволяет строить ряды, аппроксимирующие решение на значительных интервалах времени от одного до нескольких тысяч витков спутника. Кроме того, аналитическая аппроксимация хотя и может зависеть от типа орбиты, но никогда напрямую не связана с начальными условиями уравнений движения. В связи с этим аналитические методы иногда называют методами общих возмущений. Однако решение задачи прогнозирования движения КА с полной силовой моделью практически невозможно, и применение каждой отдельной теории движения ограничено конкретным классом орбит. Поэтому полученные аналитические решения отвечают задачам движения ИСЗ в неполной или упрощенной постановке и с учетом определенных допущений о составе действующих возмущений.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В общем случае система дифференциальных уравнений движения ИСЗ в конечном виде не интегрируется. Поэтому при разработке аналитических методов прогнозирования применяют различные способы получения приближенных решений. При этом создается промежуточная орбита, вдоль которой рассчитываются возмущения орбитальных элементов, вызываемые неучтенными составляющими силовой модели.

В качестве промежуточной орбиты можно выбрать кеплерову орбиту, учитывающую только потенциал центрального поля тяготения. Такую промежуточную орбиту часто рассматривают в разработанных аналитических теориях. Но сильное влияние динамического сжатия Земли, описываемого второй зональной гармоникой (коэффициент которой J_2), подталкивает к учету промежуточной орбиты и этой составляющей. Это возможно, поскольку обобщенная задача двух неподвижных центров, сформулированная и решенная Е.П. Аксеновым, Е.А. Гребениковым и В.Г. Деминым [2, 3, 7], обеспечивает аппроксимацию гравитационного поля Земли с точным учетом зональными гармониками J_2, J_3, отражающей экваториальную асимметрию поля, и частично J_4 геопотенциала. При этом задача допускает решение в квадратурах. Существуют и другие (некеплеровые) промежуточные орбиты, используемые в аналитических теориях других возмущающих факторов: высших гармоник потенциала, сопротивления атмосферы, гравитационных влияний Луны и Солнца, световое давление и др.

Наибольшее распространение при аналитическом расчете орбит ИСЗ нашли методы, основанные на приближенном интегрировании уравнений типа Лагранжа или канонических уравнений типа Гамильтона для консервативных сил. Главная трудность при аналитическом подходе состоит в представлении правых частей уравнений движения в виде явных функций времени. Это достигается путем разложения возмущающей функции в ряд пуассоновского типа. Построение точных аналитических аппроксимаций очень трудоемко, особенно сложен учет неконсервативных сил, например, атмосферного торможения спутника. Разработка общей аналитической теории движения, пригодной для любых типов орбит, — задача практически нереальная, так как именно тип орбиты, ее размер (большая полуось a) и форма (эксцентриситет e), определяют структуру аналитической теории.

Для низких орбит ИСЗ аналитические теории могут давать хорошую точность лишь на небольших интервалах времени, что связано с диссипативным эффектом атмосферного сопротивления. Кроме того, в аналитических методах трудно учитывать непрогнозируемые параметры силовой модели. Например, плотность атмосферы в значительной мере зависит от световой активности Солнца и геомагнитной возмущенности. Изменение их индексов непредсказуемо, и поэтому невозможно моделировать «в будущее» (интегрировать вперед во времени, в даты, которые еще предстоят) в аналитических теориях. То же можно сказать и о другом возмущающем факторе — световом давлении. Есть и упомянутые в начале этого раздела силы случайной природы. Поэтому логично попробовать использование аналитических методов, но с постоянным обновлением модели движения, в том числе силовой модели, спутника.

К такому подходу относятся численно-аналитические (полуаналитические) теории, проводящие аналитический расчет движения в некотором шаге интегрирования с дальнейшим суммированием получаемых возмущений элементов орбиты. Существуют теории, использующие методы повиткового суммирования, где шаг интегрирования равен одному обороту спутника вокруг Земли.

Другой вариант численно-аналитических теорий основан на применении усредненных уравнений движения, которые получают из уравнений Лагранжа методом усреднения правых частей уравнений. Усреднение может проводиться как одинарное (за виток), так и двойное (за долгий период возмущения, например, за сутки). При этом дальнейшее интегрирование, обычно численное, этих усредненных уравнений проводится для средних элементов орбиты. Обратный переход от средних элементов к оскулирующим осуществляется с помощью менее точных соотношений, поскольку рассматривает короткопериодические возмущения.

Численно-аналитические (полуаналитические) методы часто оказываются эффективней численных и аналитических методов с точки зрения быстродействия и точности расчетов, например, в задачах проектирования

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

миссии, где необходимо рассмотреть огромный набор различных начальных или краевых условий для выбора схемы миссии на больших интервалах времени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Дубошин Г.Н.** Небесная механика. Основные задачи и методы, 3-е изд. М.: Наука, 1975. 799 с.

2. **Аксенов Е.П.** Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.

3. **Демин В.Г.** Движение искусственного спутника в нецентральном поле тяготения. М.: Наука, 1968. 352 с.

4. **Справочное** руководство по небесной механике и астродинамике, под ред. Г.Н. Дубошина, 2-е изд., М.: Наука, 1976. 862 с.

5. **Субботин М.Ф.** Введение в теоретическую астрономию. М.: Наука, 1968. 800 с.

6. **Брауэр Д., Клеменс Д.** Методы небесной механики: пер. с англ. М.: Мир, 1964. 515 с.

7. **Гребеников Е.А., Рябов Ю.А.** Новые качественные методы в небесной механике. М.: Наука, 1971. 444 с.

8. **Лидов М.Л.** Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел// Искусственные спутники Земли. 1961. Вып. 8. С. 5.

9. **Эльясберг П.Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

10. **Бородовицына Т.В.** Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука, 1984. 136 с.

2.2.3. ОТНОСИТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ И СБЛИЖЕНИЕ ИСЗ

Относительное движение в окрестности круговой орбиты

Уравнение движения ЛА в геоцентрической инерциальной системе координат (в предположении центральности гравитационного поля) имеет вид $\ddot{\boldsymbol{r}} + \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}|^3}\boldsymbol{r} = \boldsymbol{u}$, где $\boldsymbol{r}$ — радиус-вектор; μ — произведение гравитационной постоянной на массу Земли, $\mu \sim 398\,600 \cdot 10^9$ м^3/с^2; $\boldsymbol{u}$ — вектор ускорения, сообщаемого ЛА, например двигателем.

Рассмотрим движение двух ЛА, причем будем считать, что один из них (назовем его пассивным) движется по невозмущенной кеплеровой орбите, а другой (активный, или маневрирующий) — по орбите, которая может отличаться от первой как за счет начального рассогласования между орбитами, так и за счет действия возмущающего ускорения [1]. Уравнения движения этих ЛА соответственно:

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{п}} + \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{п}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{п}} = 0;\ \ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{а}} + \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{а}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{а}} = \boldsymbol{u}. \quad (2.2.66)$$

Введем понятие *вектора относительной дальности* между ЛА $\boldsymbol{d} = \boldsymbol{r}_{\text{а}} - \boldsymbol{r}_{\text{п}}$ и получим уравнения относительного движения.

В исходной инерциальной системе координат $\ddot{\boldsymbol{d}} = \ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{а}} - \ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{п}}$ или в соответствии с (2.2.66)

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{а}} + -\frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{а}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{а}} - \ddot{\boldsymbol{r}}_{\text{п}} - \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{п}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{п}} =$$

$$= \ddot{\boldsymbol{d}} + \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{п}} + \boldsymbol{d}|^3}(\boldsymbol{r}_{\text{п}} + \boldsymbol{d}) - \frac{\mu}{|\boldsymbol{r}_{\text{п}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{п}} = \boldsymbol{u}. \quad (2.2.67)$$

Предположим, что пассивный ЛА движется по круговой орбите радиуса $R = |\boldsymbol{r}_{\text{п}}|$, и осуществим перевод уравнения (2.2.67) из исходной инерциальной системы координат в орбитальную систему, начало которой совпадает с центром масс пассивного ЛА и которая вместе с ним вращается в инерциальном пространстве с угловой скоростью орбитального движения $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$.

Орбитальная система координат (*ОСК*) является декартовой (рис. 2.2.2), ее ось *Ox* направлена вдоль орбитальной скорости пассивного ЛА, ось *Oy* — вдоль геоцентрического радиус-вектора пассивного ЛА, а ось *Oz* дополняет систему до правой.

Вектор относительной дальности между ЛА, вектор скорости изменения этой дально-

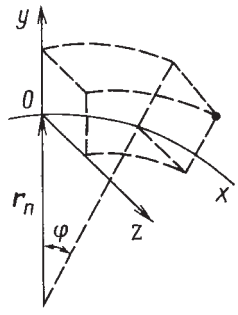


Рис. 2.2.2. Орбитальная декартова объектоцентрическая система координат

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сти, геоцентрический радиус-вектор пассивного ЛА и вектор его угловой скорости имеют в ОСК соответственно следующие компоненты:

$$\boldsymbol{\rho}=\begin{bmatrix}x\\y\\z\end{bmatrix};\ \dot{\boldsymbol{\rho}}=\begin{bmatrix}\dot{x}\\\dot{y}\\\dot{z}\end{bmatrix};\ \boldsymbol{R}=\boldsymbol{r}_n=\begin{bmatrix}0\\R\\0\end{bmatrix};\ \boldsymbol{\omega}=\begin{bmatrix}0\\0\\-\omega\end{bmatrix}.$$

Зависимость между относительными ускорениями в инерциальной системе и ОСК описывается выражением $\ddot{\boldsymbol{d}}=\ddot{\boldsymbol{\rho}}+2\boldsymbol{\omega}\times\dot{\boldsymbol{\rho}}+\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho})$, которое после проведения операций векторного умножения принимает вид

$$\ddot{\boldsymbol{d}}=\begin{bmatrix}\ddot{x}\\\ddot{y}\\\ddot{z}\end{bmatrix}+2\begin{bmatrix}\omega\dot{y}\\-\omega\dot{x}\\0\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-\omega^2x\\-\omega^2\dot{y}\\0\end{bmatrix}.$$

Учитывая зависимости $\mu=\omega^2R^3$ и $|\boldsymbol{r}_{\text{п}}+\boldsymbol{d}|=|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}|=\sqrt{x^2+(R+y)^2+z^2}$, получаем из (2.2.67) дифференциальные уравнения относительного движения в покомпонентной форме:

$$\left.\begin{aligned}&\ddot{x}+2\omega\dot{y}-\omega^2x+\frac{\omega^2R^3}{[\sqrt{(R+y)^2+x^2+z^2}]^3}x=u_x;\\&\ddot{y}-2\omega\dot{x}-\omega^2(R+y)+\\&\qquad+\frac{\omega^2R^3}{[\sqrt{(R+y)^2+x^2+z^2}]^3}(y+R)=u_y;\\&\ddot{z}+\frac{\omega^2R^3}{[\sqrt{(R+y)^2+x^2+z^2}]^3}z=u_z.\end{aligned}\right\}\qquad(2.2.68)$$

Система (2.2.68) является системой точных дифференциальных уравнений движения активного ЛА относительно пассивного в ОСК, которая движется вместе с пассивным ЛА по круговой орбите. Орбита, с которой связана ОСК, обычно называется опорной орбитой.

Предполагая, что компоненты вектора относительной дальности $\boldsymbol{\rho}$ малы по сравнению с величиной R, разложим выражение $[(R+y)^2+x^2+z^2)]^{-3/2}$ в ряд и ограничимся несколькими членами этого разложения:

$$[(R+y)^2+x^2+z^2)]^{-3/2}=$$
$$=\frac{1}{R^3}\left[1-3\frac{y}{R}-\frac{3}{2R^2}(x^2+z^2-4y^2)+\ldots\right].$$

В соответствии с полученным разложением система (2.2.67) приводится к виду

$$\left.\begin{aligned}&\ddot{x}+2\omega\dot{y}-3\omega^2\frac{xy}{R}+\ldots=u_x;\\&\ddot{y}-2\omega\dot{x}-3\omega^2y-\frac{3}{2}\omega^2\frac{x^2+z^2+2y^2}{R}+\ldots=u_y;\\&\ddot{z}+\omega^2z-3\omega^2\frac{zy}{R}+\ldots=u_z.\end{aligned}\right\}\qquad(2.2.69)$$

Если в системе (2.2.69) оставить только записанные члены разложения, то получится система второго приближения к точной системе (2.2.68), поскольку в ней учтены члены до второго порядка относительно компонент вектора $\boldsymbol{\rho}$.

Первое или линейное приближение к (2.2.69) имеет вид:

$$\left.\begin{aligned}&\ddot{x}+2\omega\dot{y}=u_x;\\&\ddot{y}-2\omega\dot{x}-3\omega^2y=u_y;\\&\ddot{z}+\omega^2z=u_z.\end{aligned}\right\}\qquad(2.2.70)$$

Наиболее простой вид решения системы (2.2.70) имеет место при отсутствии возмущающего ускорения ($\boldsymbol{u}=0$) или при постоянстве величины ускорения и задании специального закона ориентации его вектора:

– в ОСК постоянна, т.е. изменяется относительно инерциального пространства с угловой скоростью вращения ОСК;

– в инерциальном пространстве постоянна, т.е. изменяется в ОСК с угловой скоростью, обратной угловой скорости вращения ОСК.

Решение системы (2.2.70) при $\boldsymbol{u}=0$, соответствующее случаю невозмущенного относительного движения, имеет вид:

$$\left.\begin{aligned}&x=x_{\text{o}}+6(\sin\omega t-\omega t)y_{\text{o}}+\left(\frac{4}{\omega}\sin\omega t-3t\right)\dot{x}_{\text{o}}-\\&\qquad-\frac{2}{\omega}(1-\cos\omega t)\dot{y}_{\text{o}};\\&y=(4-3\cos\omega t)y_{\text{o}}+\frac{2}{3}(1-\cos\omega t)\dot{x}_{\text{o}}+\frac{1}{\omega}\sin\omega t\cdot\dot{y}_{\text{o}};\\&z=\cos\omega t\cdot z_{\text{o}}+\frac{1}{\omega}\sin\omega t\cdot\dot{z}_{\text{o}};\\&\dot{x}=-6\omega(1-\cos\omega t)y_{\text{o}}+(4\cos\omega t-3)\dot{x}_{\text{o}}-2\sin\omega t\cdot\dot{y}_{\text{o}};\\&\dot{y}=3\omega\sin\omega t\cdot y_{\text{o}}+2\sin\omega t\cdot\dot{x}_{\text{o}}+\cos\omega t\cdot\dot{y}_{\text{o}};\\&\dot{z}=-\omega\sin\omega t\cdot z_{\text{o}}+\cos\omega t\cdot\dot{z}_{\text{o}},\end{aligned}\right\}\qquad(2.2.71)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $\boldsymbol{R}_0 = (x_o, y_o, z_o, \dot{x}_o, \dot{y}_o, \dot{z}_o)^T$ — вектор состояния относительного движения в начальный момент $t = 0$; $\boldsymbol{R} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ — вектор состояния, характеризующий относительное движение в произвольный текущий момент t.

Более удобно и компактно решение (2.2.71) может быть записано в матрично-векторном виде

$$\boldsymbol{R} = \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_o, \qquad (2.2.72)$$

где $\mathbf{M}_t$ — матрица коэффициентов размера 6×6 при компонентах начального вектора состояния $\boldsymbol{R}_o$ в (2.2.71).

Матрицу $\mathbf{M}_t$ называют *матрицей прогноза*, поскольку она осуществляет операцию преобразования начального вектора состояния $\boldsymbol{R}_o$ в вектор состояния $\boldsymbol{R}$, соответствующий интересующему нас моменту (в будущем или в прошлом). Элементы матрицы для заданной опорной орбиты — функции лишь времени прогноза t.

Особенностью решения системы линейного приближения (2.2.71) является независимость уравнений, характеризующих движение в плоскости опорной орбиты (компоненты x, y), и уравнений, описывающих боковое движение (компонента z). В случае возмущенного относительного движения при специальном законе ориентации возмущающего ускорения решение системы дифференциальных уравнений (2.2.70) также может быть представлено в матрично-векторном виде

$$\boldsymbol{R} = \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_o + \mathbf{A}_t \boldsymbol{u}, \qquad (2.2.73)$$

где $\mathbf{M}_t$ — матрица прогноза при невозмущенном относительном движении; $\mathbf{A}_t$ — матрица размера 6×3, элементы которой являются функциями времени прогнозирования и имеют различный вид для каждого из двух указанных выше законов ориентации вектора возмущающего ускорения.

Относительное движение двух ЛА можно рассматривать и в других системах координат. При этом попытка получать аналитическое решение также приводит к необходимости принятия допущения относительной малости компонент вектора относительной дальности.

В частности, можно рассматривать относительное движение в орбитальной *цилиндрической системе координат* (*ЦСК*). Начало

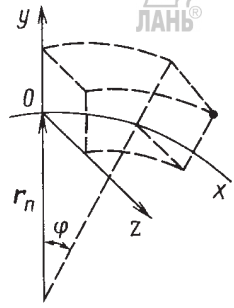


Рис. 2.2.3. Орбитальная цилиндрическая объектоцентрическая система координат

O этой системы координат (рис. 2.2.3) связано с центром масс пассивного ЛА, а положение активного ЛА относительно пассивного характеризуется смещением вдоль дуги опорной орбиты $x = \varphi R$, где $R = |\boldsymbol{r}_п|$, высотным отклонением от опорного движения $y = |\boldsymbol{r}_a| - R$ и боковым отклонением z. Очевидно, что при достаточно малых значениях угла φ компоненты вектора относительного положения в ОСК и ЦСК практически совпадают.

Интересным является тот факт, что решения систем линейного приближения в ОСК и ЦСК идентичны, отличаясь лишь трактовкой компонент вектора состояния. Однако при получении системы линейного приближения в ЦСК проводится разложение в ряд выражения $[(R + y)^2 + z^2]^{-3/2}$ и делается допущение о малости компонент y и z относительно R, но не принимается никаких ограничивающих допущений о величине компоненты x. Этот факт очень существенен, поскольку во многих практических задачах рассогласование в положениях ЛА вдоль дуги опорной орбиты может составлять сотни и тысячи километров, т.е. может быть вполне соизмеримым с величиной R. Отсюда следует естественный и полезный вывод: допустимая область применения решения системы линейного приближения при трактовке вектора состояния в декартовой системе существенно более ограничена, и в случаях, когда рассогласование в положениях ЛА вдоль дуги опорной орбиты достаточно велико, трактовка вектора состояния в ЦСК позволяет получать результаты прогнозирования с меньшими погрешностями.

До сих пор, говоря об относительном движении двух ЛА, полагали, что орбита одного из них является круговой, хотя полученные

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

результаты можно использовать и для описания относительного движения двух ЛА, каждый из которых движется по эллиптической орбите. Действительно, пусть два ЛА движутся по эллиптическим орбитам и пусть для них можно указать такое фиктивное опорное круговое движение и такую связанную с ним ОСК, что будут выполняться все необходимые условия для решения задачи в линейном приближении, т.е. соответствующие отклонения координат двух ЛА от начала системы отсчета будут достаточно малы. Это одновременно означает и малость рассогласований координат самих ЛА. Для каждого ЛА можно записать уравнение прогноза:

$$\boldsymbol{R}_1 = \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_{01},\ \boldsymbol{R}_2 = \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_{02},$$

где $\mathbf{M}_t$ — матрица прогноза, элементы которой являются функциями времени прогноза и угловой скорости опорного движения; $\boldsymbol{R}_{01}$ и $\boldsymbol{R}_{02}$ — векторы состояния относительных движений летательных аппаратов в начальный момент времени; $\boldsymbol{R}_1$ и $\boldsymbol{R}_2$ — векторы состояния относительных движений ЛА в конечный момент времени.

Из разности этих уравнений получается:

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{R}_1 - \boldsymbol{R}_2 = \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_{01} - \mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_{02} = \mathbf{M}_t(\boldsymbol{R}_{01} - \boldsymbol{R}_{02}) = \mathbf{M}_t \boldsymbol{r}_0,$$

где $\boldsymbol{r}_0$ и $\boldsymbol{r}$ — векторы состояния движения первого ЛА относительно второго в начальный и конечный моменты времени соответственно.

Завершая описание линейной теории относительного движения, остановимся на свойствах матрицы прогноза $\mathbf{M}_t$ уравнения (2.2.72). Запишем это уравнение в виде $\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_к \\ \boldsymbol{v}_к \end{bmatrix} = \boldsymbol{M}_{к0} \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{v}_0 \end{bmatrix}$, где $\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{v}_0 \end{bmatrix}$ и $\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_к \\ \boldsymbol{v}_к \end{bmatrix}$ — векторы состояния относительного движения соответственно в начальный момент t_0 и конечный момент $t_к$; $\mathbf{M}_{к0}$ — матрица, осуществляющая прогноз вектора состояния на временно́й интервал $(t_к - t_0)$.

Получим вектор состояния в момент $t_к$ иным образом, осуществив сначала прогноз на промежуточный момент $t_1 \in [t_0, t_к]$ и продолжив его затем до момента $t_к$:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_1 \\ \mathbf{v}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{10} \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \mathbf{v}_0 \end{bmatrix},\ \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_к \\ \mathbf{v}_к \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к1} \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_1 \\ \mathbf{v}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к1}\mathbf{M}_{10} \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \mathbf{v}_0 \end{bmatrix}.$$

Таким образом, результирующая матрица прогноза $\mathbf{M}_{к0}$ на временно́й интервал $(t_к - t_0)$ есть результат произведения матриц прогноза $\mathbf{M}_{к1}$ и $\mathbf{M}_{10}$ при осуществлении прогноза последовательно на интервал $(t_1 - t_0)$ и затем на интервал $(t_к - t_1)$. Этот вывод можно обобщить следующим образом:

$$\mathbf{M}_{к0} = \mathbf{M}_{к,к-1}\mathbf{M}_{к-1,к-2}\ldots\mathbf{M}_{20}\mathbf{M}_{10}.$$

До сих пор рассматривался прогноз вектора состояния относительного движения на некоторый момент в будущем, но прогноз может быть осуществлен и на заданный момент в прошлом. Для этого достаточно определить элементы матрицы прогноза $\mathbf{M}(t)$ для отрицательного временно́го интервала. При этом $\mathbf{M}(-t) = \mathbf{M}^{-1}(t)$.

При решении ряда задач может оказаться более удобным рассматривать относительное движение в какой-либо системе координат, отличающейся от использованных нами орбитальных вращающихся систем (ОСК или ЦСК). Если преобразование вектора состояния $\boldsymbol{R}$ при переходе к новой системе координат является линейным и задается постоянной матрицей $\mathbf{A}$ ($\boldsymbol{r} = \mathbf{A}\boldsymbol{R}$), то легко получить матрицу прогноза относительного движения в новой системе координат:

$$\boldsymbol{r}_t = \mathbf{A}\boldsymbol{R}_t = \mathbf{A}\mathbf{M}_t \boldsymbol{R}_0 = \mathbf{A}\mathbf{M}_t\mathbf{A}^{-1}\boldsymbol{r}_0 = \mathbf{N}_t \boldsymbol{r}_0,$$

где $\mathbf{N}_t = \mathbf{A}\mathbf{M}_t\mathbf{A}^{-1}$.

В качестве примера подобного преобразования укажем на преобразование «замораживания» вектора состояния, заданного в ОСК. В результате такого преобразования мы приходим к ОСКЗ (ОСК «замороженная»), оси которой в любой момент времени совпадают с осями ОСК и вместе с тем в каждый текущий момент неподвижны относительно инерциального пространства. Матрицу $\mathbf{A}$ этого преобразования можно представить в блочном виде:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{E} & 0 \\ \mathbf{A}_V & \mathbf{E} \end{bmatrix},\ \text{где } \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};\ \mathbf{A}_V = \begin{bmatrix} 0 & \omega & 0 \\ -\omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Результат преобразования вектора состояния $\boldsymbol{R}$, заданного в ОСК, предстанет в виде

$$\boldsymbol{r} = (x,\ y,\ z,\ V_x,\ V_y,\ V_z)^{\mathrm{T}} = \mathbf{A}(x,\ y,\ z,\ \dot{x},\ \dot{y},\ \dot{z})^{\mathrm{T}} = \mathbf{A}\boldsymbol{R}.$$

где V_x, V_y, V_z — скоростная часть вектора $\boldsymbol{r}$ в «замороженной» ОСК.

Исходя из характера преобразования, можно сказать, что вектор состояния $\boldsymbol{r}$ есть ре-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

зультат проектирования разности абсолютных векторов состояния возмущенного и опорного движения на оси ОСК.

Матрица прогноза $\mathbf{N}_t$, полученная по формуле $\mathbf{N}_t = \mathbf{A}\mathbf{M}_t\mathbf{A}^{-1}$, дает следующий аналог решения (2.2.71) для ОСКЗ:

$$
\left.
\begin{aligned}
x &= (2\cos\omega t - 1)x_0 + (2\sin\omega t - 3\omega t)y_0 + \left(\frac{4}{\omega}\sin\omega t - 3t\right)V_{x0} + \frac{2}{\omega}(\cos\omega t - 1)V_{y_0};\\
y &= \sin\omega t \cdot x_0 + (2 - \cos\omega t)y_0 + \frac{2}{\omega}(1 - \cos\omega t)V_{x0} + \frac{1}{\omega}\sin\omega t \cdot V_{y_0};\\
z &= \cos\omega t \cdot z_0 + \frac{1}{\omega}\sin\omega t \cdot V_{z0};\\
V_x &= -\omega\sin\omega t \cdot x_0 + \omega(\cos\omega t - 1)y_0 + (2\cos\omega t - 1)V_{x_0} - \sin\omega t \cdot V_{y_0};\\
V_y &= \omega(1 - \cos\omega t)x_0 + \omega(3\omega t - \sin\omega t)y_0 + (3\omega t - 2\sin\omega t)V_{x_0} + (2 - \cos\omega t)V_{y_0};\\
V_z &= -\omega\sin\omega t \cdot z_0 + \cos\omega t \cdot V_{z_0}.
\end{aligned}
\right\}
$$

Уравнение коррекции

Воспользуемся результатами предыдущего раздела и выясним, как меняются характеристики относительного движения при импульсном изменении относительной скорости движения ЛА.

Пусть в некоторый момент t_1 относительное движение характеризуется вектором состояния $\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_1\\ \mathbf{V}_1\end{bmatrix}$ и пусть в этот же момент импульсным образом скорость ЛА меняется на $\Delta\boldsymbol{V}_1$.

Запишем уравнение прогноза вектора состояния для случаев приложения импульса и без него:

$$
\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_к\\ \boldsymbol{V}_к\end{bmatrix}' = \mathbf{M}_{к1}\left\{\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_к\\ \boldsymbol{V}_к\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0\\ \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix}\right\} = \mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_1\\ \boldsymbol{V}_1\end{bmatrix} + \mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix}0\\ \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix};
$$

$$
\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_к\\ \boldsymbol{V}_к\end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_1\\ \boldsymbol{V}_1\end{bmatrix}.
$$

Из написанных уравнений видно, что результат прогноза возмущенного (импульсом) вектора состояния отличается от результата прогноза исходного невозмущенного вектора на спрогнозированную величину возмущения. Рассмотрим более подробно выражение для результата прогноза возмущающего импульса $\mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix}0\\ \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix}$.

Представим матрицу $\mathbf{M}_{к1}$, имеющую размер 6×6, в блочном виде:

$$
\mathbf{M}_{к1} = [\mathbf{B}_{к1} \vdots \mathbf{A}_{к1}],
$$

где $\mathbf{B}_{к1}$ и $\mathbf{A}_{к1}$ — матрицы размера 6×3. Тогда по правилу умножения блочных матриц:

$$
\mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix}0\\ \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix} = [\mathbf{B}_{к1} \vdots \mathbf{A}_{к1}]\begin{bmatrix}0\\ \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix} = \mathbf{A}_{к1}\Delta\boldsymbol{V}_1. \qquad (2.2.74)
$$

Обратимся, например, к первому уравнению системы (2.2.71) и запишем его для случая прогноза от момента t_1 на момент $t_к$ в следующем виде:

$$
x_к = a_{x1}x_1 + a_{x2}y_1 + a_{x3}z_1 + a_{x4}\dot{x}_1 + a_{x5}\dot{y}_1 + a_{x6}\dot{z}_1.
$$

Производные $x_к$ по скоростным параметрам $\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1$ есть соответственно коэффициенты a_{x4}, a_{x5}, a_{x6}, которые можно трактовать как компоненты вектора

$$
(a_{x4}, a_{x5}, a_{x6})^{\mathrm{T}} = \left(\frac{\partial x_к}{\partial \dot{x}_1}, \frac{\partial x_к}{\partial \dot{y}_1}, \frac{\partial x_к}{\partial \dot{z}_1}\right)^{\mathrm{T}} = \mathbf{grad}\ x_к.
$$

Аналогичным образом можно рассмотреть все уравнения системы (2.2.71) и получить, что $\mathbf{A}_{к1} = \begin{bmatrix}\mathbf{grad}\ x_к\\ \vdots\\ \mathbf{grad}\ \dot{z}_к\end{bmatrix}$. Матрицу $\mathbf{A}_{к1}$ называют матрицей влияния, поскольку она ставит в соответствие скоростному возмущению в момент t_1 «отклик» на это возмущение в момент $t_к$, или другими словами, определяет степень влияния возмущающего воздействия на вектор состояния в момент $t_к$.

Результат возмущающего воздействия импульса $\Delta\boldsymbol{V}_1$ на вектор состояния в момент $t_к$ может быть записан в виде

$$
\begin{bmatrix}\Delta\boldsymbol{r}_к\\ \\ \Delta\boldsymbol{V}_к\end{bmatrix} = \mathbf{A}_{к1}\Delta\boldsymbol{V}_1 = \begin{bmatrix}\mathbf{grad}x_к \cdot \Delta\boldsymbol{V}_1\\ \vdots\\ \mathbf{grad}\dot{z}_к \cdot \Delta\boldsymbol{V}_1\end{bmatrix}, \qquad (2.2.75)
$$

т.е. возмущение каждой компоненты вектора состояния определяется скалярным произве-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

дением соответствующего градиента на вектор импульса. Очевидно, что максимум возмущающего воздействия импульса будет иметь место в случае, когда градиент и ΔV_1 коллинеарны.

Таким образом, i-я строка матрицы $\mathbf{A}_{к1}$ задает направление, оптимальное для изменения i-й компоненты вектора состояния в момент $t_к$. Это направление называется направлением оптимальной коррекции i-й компоненты.

Если нас интересует изменение i-й и j-й компонент вектора состояния в момент $t_к$, то можно говорить о плоскости оптимальной коррекции, которая представляет собой плоскость, натянутую на градиенты i-й и j-й строк матрицы $\mathbf{A}_{к1}$. С другой стороны, если импульс направлен вдоль прямой, ортогональной к плоскости оптимальной коррекции, то скалярные произведения этого вектора и соответствующих градиентов равны нулю, т.е. равны нулю и возмущения i-й и j-й компонент вектора состояния. Такое направление называют нуль-направлением для i-й и j-й компонент.

Рассмотрим теперь в рамках линейной теории относительного движения двух ЛА следующую схему полета. Пусть в начальный момент времени t_0 задан вектор состояния $\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix}$ относительного движения; в моменты t_1 и t_2 текущий вектор состояния меняется за счет приложения импульсов скорости $\Delta \boldsymbol{V}_1$ и $\Delta \boldsymbol{V}_2$. Определим вектор состояния относительного движения в момент $t_к$. Условное представление схемы с двумя корректирующими импульсами дано на рис. 2.2.4.

Применяя последовательно уравнение прогноза и используя форму записи, аналогичную (2.2.74), приходим к уравнению

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_к \\ \boldsymbol{V}_к \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к2}\mathbf{M}_{21}\mathbf{M}_{10}\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{к2}\mathbf{M}_{21}\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \boldsymbol{V}_1 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{к2}\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \boldsymbol{V}_2 \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к0}\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{к1}\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \boldsymbol{V}_1 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{к2}\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \boldsymbol{V}_2 \end{bmatrix} =$$

$$= \mathbf{M}_{к0}\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix} + \mathbf{A}_{к1}\Delta \boldsymbol{V}_1 + \mathbf{A}_{к2}\Delta \boldsymbol{V}_2. \qquad (2.2.76)$$

Таким образом, вектор состояния в момент $t_к$ есть результат суперпозиции прогноза на этот момент начального вектора состояния и прогноза возмущающих воздействий импульсов коррекции. Обобщая полученный результат на случай произвольного числа коррекций, приходим к уравнению коррекции в общем виде:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_к \\ \boldsymbol{V}_к \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{к0}\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix} + \sum_i \mathbf{A}_{к1}\Delta \boldsymbol{V}_i. \qquad (2.2.77)$$

Уравнение (2.2.77) является линейным относительно компонент корректирующих импульсов и в покомпонентной записи представляет собой систему шести линейных уравнений с числом неизвестных, равным суммарному числу компонент корректирующих импульсов.

Если при решении задачи коррекции допускается, чтобы i-й корректирующий импульс имел три компоненты $(\Delta \dot{x}_i, \Delta \dot{y}_i, \Delta \dot{z}_i)$, то говорят, что проводится трехкомпонентная коррекция. В ином случае коррекция может быть двух- или однокомпонентной.

Если при определении компонент каждого корректирующего импульса задача коррекции решается так, что не учитывается возмущающее воздействие всех прочих импульсов, т.е. решается изолированная задача, то говорят, что решается задача *несвязанных* коррекций. Примером такой задачи может быть задача последовательного исправления ошибок движения по мере улучшения знания характеристик движения.

Если компоненты всех корректирующих импульсов определяются одновременно при

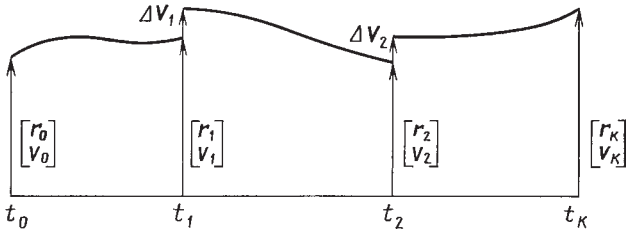


Рис. 2.2.4. Схема полета с двумя корректирующими импульсами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

решении уравнения коррекции, то говорят, что решается задача *связанных* коррекций. В этом случае каждый из корректирующих импульсов вносит свой определенный вклад в изменение вектора состояния в конечный момент времени и характер этого вклада выясняется только после решения уравнения коррекции.

Задача сближения

Решение задачи сближения или встречи на орбите существенным образом зависит от ее исходных данных (начальные фазовое и высотное рассогласования между ЛА, протяженность участка сближения) и схемы полета, принятой для решения задачи. Практика не только порождает многообразие исходных данных, но и выдвигает довольно жесткие требования и ограничения к реализации сближения. Ко всему этому многообразию и всем ограничениям должен быть готов математический аппарат решения задачи сближения, краткое описание которого будет представлено далее. Воспользуемся для этого теорией относительного движения двух ЛА и уравнением коррекции (2.2.77):

$$\sum_i \mathbf{A}_{\kappa i}\Delta V_i = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}'_{\kappa} \\ \boldsymbol{V}'_{\kappa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_{\kappa} \\ \boldsymbol{V}_{\kappa} \end{bmatrix} - \mathbf{M}_{\kappa 0}\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_0 \\ \boldsymbol{V}_0 \end{bmatrix}.$$

Целью решения задачи сближения является получение в конечный момент времени t_{κ} заданного вектора $\begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_{\text{пр}} \\ \boldsymbol{V}_{\text{пр}} \end{bmatrix}$, который принято называть прицельным. Если он имеет вид $\begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{V}_{\text{пр}} \end{bmatrix}$, то говорят, что решается задача встречи, или перехвата, если вид $\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ — задача мягкой встречи. Часто по каким-либо причинам может оказаться нецелесообразным или просто невозможным обеспечить корректирующими импульсами получение заданного прицельного вектора абсолютно точно. Тогда вектор невязки между фактически получающимся вектором состояния в момент t_{κ} и заданным прицельным вектором $\begin{bmatrix} \delta\boldsymbol{r} \\ \delta\boldsymbol{V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_{\kappa} \\ \boldsymbol{V}_{\kappa} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}_{\text{пр}} \\ \boldsymbol{V}_{\text{пр}} \end{bmatrix}$ называют вектором промаха.

Пусть в уравнении коррекции задан прицельный вектор и требуется определить импульсы ΔV_i, обеспечивающие получение этого вектора. Задача определения импульсов сводится к решению системы шести линейных уравнений, представленных ниже. Сокращенная запись шести уравнений в покомпонентной форме имеет вид

$$\left.\begin{aligned} a^1_{x\dot{x}}\Delta\dot{x}_1 + a^1_{x\dot{y}}\Delta\dot{y}_1 + a^1_{x\dot{z}}\Delta\dot{z}_1 + ... + a^i_{x\dot{x}}\Delta\dot{x}_i + \\ + a^i_{x\dot{y}}\Delta\dot{y}_i + a^i_{x\dot{z}}\Delta\dot{z}_{ik} + ... = x^i; \\ \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \\ a^1_{z\dot{x}}\Delta\dot{x}_1 + a^1_{z\dot{y}}\Delta\dot{y}_1 + a^1_{z\dot{z}}\Delta\dot{z}_1 + ... + a^i_{z\dot{x}}\Delta\dot{x}_i + \\ + a^i_{z\dot{y}}\Delta\dot{y}_i + a^i_{z\dot{z}}\Delta\dot{z}_{ik} + ... = z^i, \end{aligned}\right\} \quad (2.2.78)$$

где $\Delta\boldsymbol{V}_i = (\Delta\dot{x}_i,\ \Delta\dot{y}_i,\ \Delta\dot{z}_i)^{\text{т}}$; $\|a^i_{nm}\|$ — элементы матрицы влияния $\mathbf{A}_{\kappa i}$ (n = 1, ..., 6; m = 1...3).

Из теории систем линейных уравнений известно, что система может быть совместна (имеет хотя бы одно решение) и несовместна (не имеет решений). Если совместная система имеет одно решение, она является определенной, если множество — неопределенной. При решении задачи сближения можно столкнуться с любым из перечисленных случаев, но в любом из них решение задачи должно быть найдено. Это означает, что если система несовместна, то должно быть найдено ее приближенное решение. Если она совместна, но неопределенна, то из множества возможных решений для реализации в полете должно быть выбрано только одно.

Если число импульсов коррекции более двух, то можно рассматривать задачу оптимального линейного сближения, например, с функционалом:

$$F = \min \sum_{i=1}^{k} |\,\Delta V_i\,|. \quad (2.2.79)$$

Хотя система (2.2.77) является линейной, в целом такая задача оптимизации является нелинейной, поскольку функционал (2.2.79) нелинеен. Даже при фиксированных местах приложения корректирующих импульсов в силу нелинейности функционала задача не позволяет получить оптимальное решение в явном виде. Однако, как показал М.Л. Лидов [2], она является задачей выпуклого программирования, и для ее решения можно использовать аналог модифицированного сиплекс-метода. Эта идея оказалась весьма плодотворной и послужила основой создания методов решения задач сближения. При этом можно использовать

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

более общий функционал, учитывающий штрафные члены, меняя состав и число корректируемых параметров на промах. Практические алгоритмы и методы описаны в [3]. Следует отметить, что указанные методы позволили создать надежные алгоритмы решения задач сближения в точной постановке и более тридцати лет используются на практике для проектирования и управления полетом при сближении российских и советских космических кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальными станциями «Мир» и МКС.

Методы оптимизации траекторий сближения КА в окрестности круговых орбит с использованием многорежимных двигательных установок, в том числе с малой тягой, и наличием краевых условий во внутренних точках и ограничений по времени работы ДУ на отдельных участках траектории представлены в [4], где используются алгоритмы внутренней точки для задач линейного программирования высокой размерности (десятки-сотни тысяч переменных). Основу методов составляют дискретизация траектории на малые сегменты, в которых допускается проведение маневров, и введение для всех сегментов множеств псевдоимпульсов, определяющих возможные направления вектора тяги КА. Терминальные условия представляются в форме линейного матричного уравнения. Матричное неравенство для сумм характеристических скоростей псевдоимпульсов на каждом сегменте используется для преобразования к форме линейного программирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.** Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.

2. **Лидов М.Л.** Математическая аналогия между некоторыми оптимальными задачами коррекции траекторий и выбора состава измерений и алгоритмы их решения // Космические исследования. 1971. Т.8, № 5. С. 687.

3. **Навигационное** обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6»—«Союз»—«Прогресс» / Под ред. Б.Н. Петрова и И.К. Бажинова М.: Наука, 1985. 376 с.

4. **Улыбышев Ю.П.** Оптимизация многорежимных траекторий сближения с ограничениями // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 2. С. 135–147.

2.2.4. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА КА

Видимость КА с Земли и из космоса. Для КА, наблюдающего поверхность Земли, поле обзора представляет сферический сегмент на поверхности Земли с геоцентрическим углом Θ, зависящим от высоты орбиты и минимального угла возвышения α [1]. Данные параметры связаны соотношением:

$$\cos(\Theta+\alpha)=\frac{\cos\alpha}{\left(1+\dfrac{h}{R_e}\right)}, \qquad (2.2.80)$$

где R_e — экваториальный радиус Земли.

Геометрия видимости представлена на рис. 2.2.5.

Условием видимости, например радиовидимости для связи, КА для наблюдателя на поверхности Земли является его нахождение над плоскостью местного горизонта этого наблюдателя не ниже чем под некоторым минимальным углом возвышения α (см. рис. 2.2.5). Для радиотехнических систем этот угол составляет, как правило, не менее чем 3...7°.

Если размер поля обзора ограничивается максимально допустимым расстоянием ρ_{max}, то для Θ соотношение примет вид:

$$\cos\Theta=\frac{(R_e+h)^2+R_e^2-\rho_{\max}^2}{2(R_e+h)R_e}. \qquad (2.2.81)$$

Времена начала и окончания зоны видимости КА определяются по достижению предельных значений угла возвышения с использованием геоцентрических координат наблюдателя $\boldsymbol{R}_н$ и радиус-вектора КА $\boldsymbol{r}$:

$$\alpha=\frac{\pi}{2}-\arccos\left\{\frac{[(\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_н)^T\cdot\boldsymbol{R}_н]}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_н||\boldsymbol{R}_н|}\right\}=\frac{\pi}{2}-\arccos\frac{\rho^T\cdot\boldsymbol{R}_н}{|\rho|\cdot R_e}. \qquad (2.2.82)$$

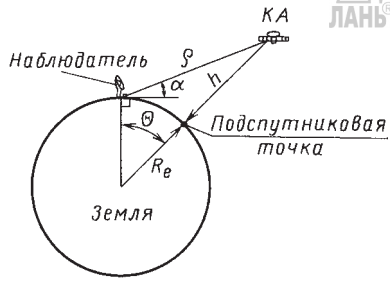


Рис. 2.2.5. Геометрия видимости, Θ — геоцентрический угол обзора, h — высота полета КА над Землей

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

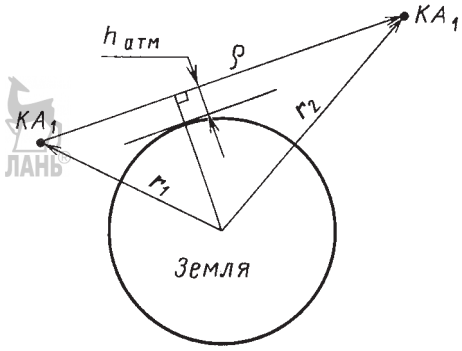


Рис. 2.2.6. Взаимная видимость двух КА

Угол полураствора конуса обзора со стороны КА равен:

$$\beta = \frac{\pi}{2} - \Theta - \alpha. \qquad (2.2.83)$$

Площадь наблюдаемого сферического сегмента составит:

$$S_\Theta = 2\pi(1 - \cos\Theta). \qquad (2.2.84)$$

Для круговых орбит размер поля обзора Θ постоянен, а для эллиптических орбит изменяется в зависимости от высоты полета h.

Условие взаимной видимости двух КА — линия, соединяющая их положения располагается над Землей (рис. 2.2.6). Для практических целей это условие обычно усиливается — линия визирования должна находиться над плотными слоями атмосферы ($h_{атм} \sim 100$ км).

Данное условие можно представить в виде

$$|\boldsymbol{r}_1|\sin\gamma \geq R_з + h_{атм}, \qquad (2.2.85)$$

где

$$\gamma = \arccos\left\{\frac{\boldsymbol{r}_1^{т}(\boldsymbol{r}_2 - \boldsymbol{r}_1)}{|\boldsymbol{r}_1||\boldsymbol{r}_2 - \boldsymbol{r}_1|}\right\}. \qquad (2.2.86)$$

Трассы полета КА. Трасса полета КА представляет собой траекторию подспутниковой точки на поверхности Земли. Географические координаты (широта и долгота) подспутниковой точки (без учета прецессии плоскости орбиты):

$$\begin{cases}\varphi = \arcsin(\sin i \cdot \sin u);\\ \lambda = \lambda_{ву} - \omega_з t + \operatorname{arctg}(\cos i \cdot \sin u, \cos u),\end{cases} \qquad (2.2.87)$$

где i — наклонение орбиты, u — аргумент широты; $\lambda_{ву}$ — Гринвичская долгота восходящего узла; t — время от восходящего узла; $\omega_з$ — угловая скорость вращения Земли. Здесь используется круговая функция arctg (..., ...), где первый член соответствует синусу искомого угла, а второй — косинусу этого угла. Пример трассы полета МКС (круговая орбита с $i = 51{,}6°$, $h = 400$ км) приведен на рис. 2.2.7.

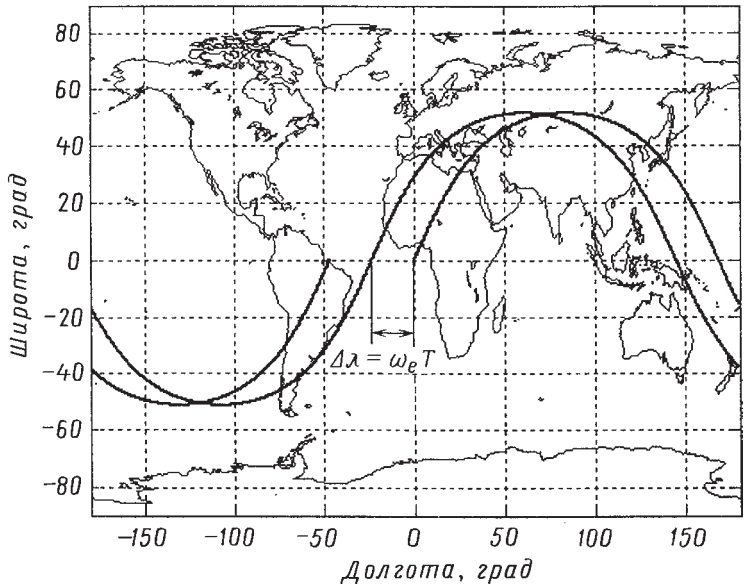


Рис. 2.2.7. Пример трассы полета МКС

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

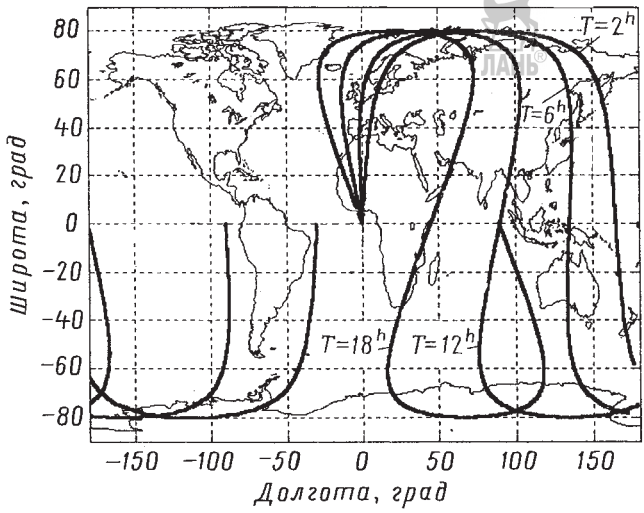


Рис. 2.2.8. Примеры трасс КА на различных круговых орбитах

Трасса полета КА всегда находится в ограниченном широтном слое $-i \le \varphi \le +i$. За счет вращения Земли она смещается в восточном направлении и за один виток (время между последовательным прохождением двух восходящих узлов) имеет сдвиг, не зависящий от формы орбиты (определяется только ее периодом T), который называется межвитковым расстоянием:

$$\Delta\lambda_{\text{ву}} = \omega_3 T. \qquad (2.2.88)$$

Скорость движения по трассе для круговой орбиты (аргумент широты $u = \omega t$, где ω — угловая скорость орбитального движения):

$$\left.\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \omega \frac{\sin i \cdot \cos u}{\sqrt{1 - \sin^2 i \sin^2 u}}; \\ \dot{\lambda} &= -\omega_3 + \omega \frac{\cos i}{1 - \sin^2 i \cdot \sin^2 u}. \end{aligned}\right\} \qquad (2.2.89)$$

Особым случаем являются орбиты, имеющие нулевое наклонение $i = 0$ и период, равный звездным суткам. В этом случае КА остается неподвижным относительно поверхности Земли. Такие КА называют геостационарными (см. п. 2.2.5).

Примеры трасс КА на различных круговых орбитах показаны на рис. 2.2.8.

Геометрические свойства трасс на эллиптических орбитах в силу существенных различий скорости полета КА относительно Земли носят более сложный характер, связанный с монотонностью изменения долготы, геодезической кривизной и характером точек самопересечения. Примеры эллиптических орбит с периодами $T = 6$; 18 ч, иллюстрирующих влияние эксцентриситета орбиты на трассы КА при неизмененных остальных параметрах орбит, представлены на рис. 2.2.9.

Освещенность КА и Земли. Важное значение при анализе полета КА имеют условия его освещенности Солнцем, которые влияют на нагрев КА, оптическую аппаратуру звездных датчиков, эффективность работы солнечных батарей и т.д. Характер освещенности зависит от взаимного положения самого КА, Солнца, Земли, а в некоторых случаях и Луны.

Геометрия образования теневых участков от Земли показана на рис. 2.2.10. С учетом геометрических размеров Солнца и Земли различают собственно теневые и полутеневые участки. В последнем случае солнечный диск частично закрыт Землей (рис. 2.2.11).

Полутеневые интервалы для низковысотных и средневысотных орбит КА обычно существенно меньше длительности самого теневого участка, поэтому для расчетов теневых интервалов используют более простую геометрическую интерпретацию в виде теневого цилиндра. Упрощенное представление тени на орбите иллюстрирует рис. 2.2.12.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

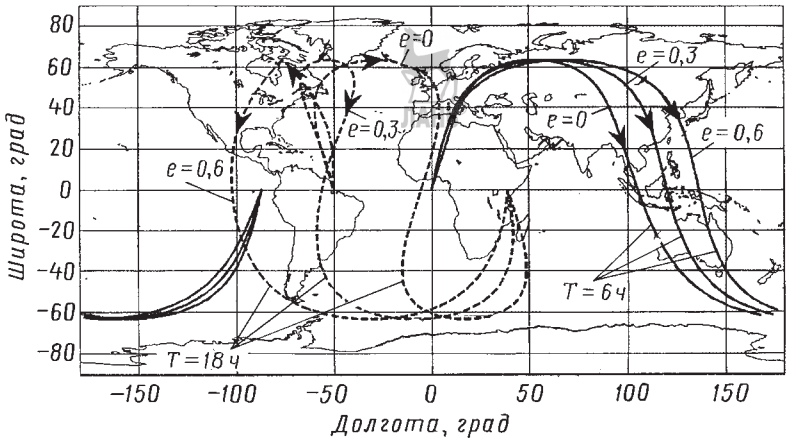


Рис. 2.2.9. Примеры трасс эллиптических орбит

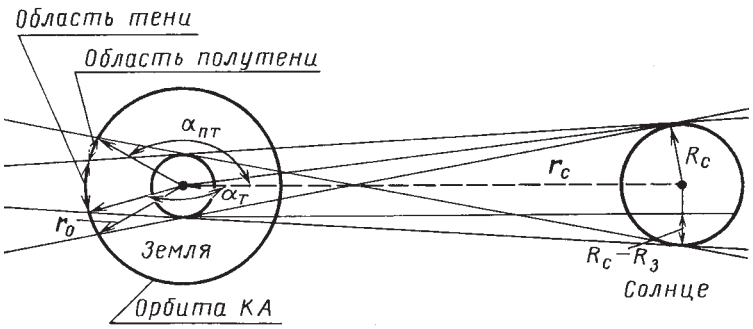


Рис. 2.2.10. Геометрия образования теневых участков от Земли:
$R_з$ — радиус Земли; $R_с$ — радиус Солнца; $r_с$ — радиус-вектор Солнца; $r_о$ — радиус-вектор КА; $\alpha_т$ — граничный угол области тени; $\alpha_{ПТ}$ — граничный угол области полутени

Условие нахождения КА в тени можно представить в виде:

$$\left.\begin{array}{l}\sqrt{\boldsymbol{r}^2 - (\boldsymbol{r}^т \cdot \boldsymbol{e}_s)^2} \geq R_e; \\ \gamma \leq \pi/2,\end{array}\right\} \qquad (2.2.90)$$

где $\boldsymbol{e}_s$ — единичный вектор направления на Солнце.

Угол γ (рис. 2.2.12) называют углом «Солнце – Объект – Земля». Он также определяет освещенность подспутниковой точки, и при $\gamma = \pi/2$ соответствует линии смены дня и ночи на поверхности Земли, называемой линией *терминатора*.

Рис. 2.2.11. Видимый солнечный диск:
а — полная освещенность; *б* — полутень; *в* — тень

Плоскость орбиты КА прецессирует в инерциальном пространстве с некоторой угловой скоростью $\dot{\Omega}$, а видимое положение Солнца описывается сложным движением с периодом один год, поэтому продолжительность теневых интервалов и их положение на орбите меняются по времени полета КА. В зависимости от параметров самой орбиты и положения Солнца теневые участки в какие-то периоды времени могут отсутствовать и в исключительном случае отсутствовать всегда. Последнее возможно, если скорость прецессии орбиты $\dot{\Omega}$ очень близка к угловой скорости смещения Солнца по экватору относительно инерциального пространства. Этот случай соответствует солнечно-синхронным орбитам (см. п. 2.2.5).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

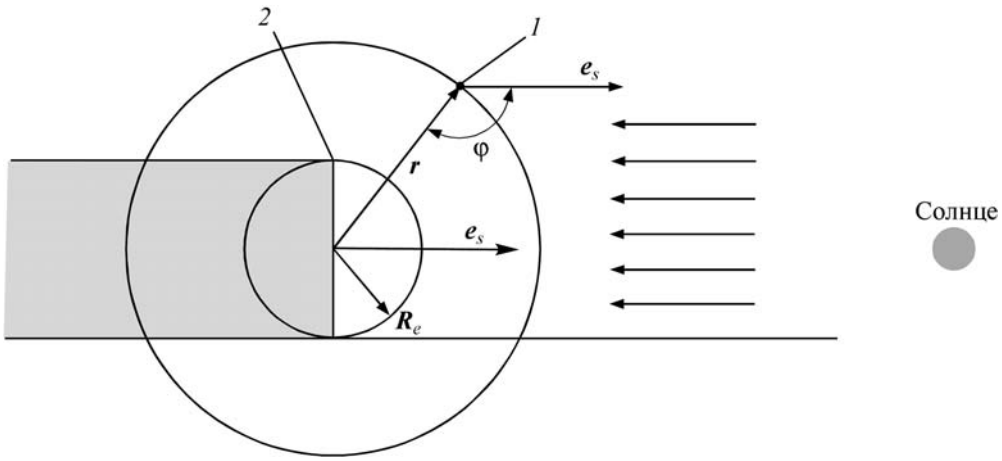


Рис. 2.2.12. Упрощенное представление тени на орбите:
1 — КА; *2* — линия терминатора

Для орбиты МКС (наклонение $i = 51{,}6°$, высота $h \sim 400$ км) скорость прецессии узла $\dot{\Omega} \approx -5{,}0$ °/сут, а средняя угловая скорость движения Солнца в годичном движении $\dot{\Omega}_s = -0{,}98$ °/сут. Таким образом, угол между линией узлов орбиты КА и проекцией направления Солнца на экватор ежесуточно изменяется на $\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_s \approx -6°$. Это означает, что условия освещенности орбиты МКС меняются с периодичностью ~60 суток. Пример распределения времен начала и окончания теневых интервалов по шкале относительного времени от моментов прохождения восходящего узла для орбиты МКС в 2005 г. показан на рис. 2.2.13.

Угловое положение Солнца над плоскостью земного экватора также оказывает влияние на теневые интервалы. Особенно это ярко выражено в случае геостационарных орбит. Дважды в год в окрестности дат весеннего (~22 марта) и осеннего (~22 сентября) равноденствий Солнце находится близко к плоскости земного экватора. Поэтому все геостационарные КА будут ежедневно иметь теневые интервалы до тех пор, пока угол возвышения δ_s Солнца над земным экватором не превысит по абсолютной величине ~9°. Это соответствует датам, отстоящим от дат весеннего и осеннего равноденствия на ±22...23 дня. Затенение геостационарного КА показано на рис. 2.2.14. Астрономическое время суток для интервала затенения геостационарного КА зависит от его долготы, а характер изменения длительности тени — от дат и подобен для всех геостационарных КА (рис. 2.2.15) с максимальной длительностью тени ~1^h20^m.

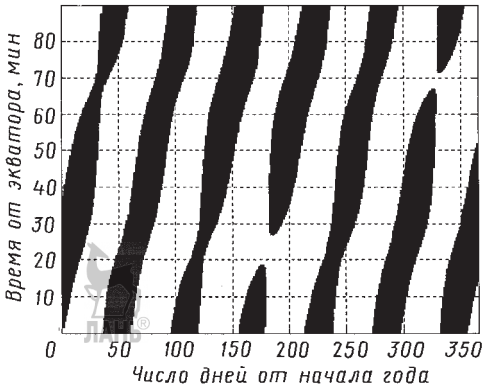


Рис. 2.2.13. Теневые интервалы для орбиты МКС в 2005 г.

В ряде случаев необходимо также учитывать возможность затенения КА Луной. Геометрия образования лунной тени показана на рис. 2.2.16.

Вероятность таких событий для орбит с большими наклонениями мала. Для геостационарных орбит образование теневых интервалов носит относительно регулярный характер и случается несколько раз в год, причем собственно теневые интервалы могут отсутствовать, а преимущественно имеются полутеневые интервалы. Их продолжительность может достигать до ~3...4 ч.

Географические вычисления при анализе и визуализации полета КА. Вычисления, определяющиеся географическим представлени-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

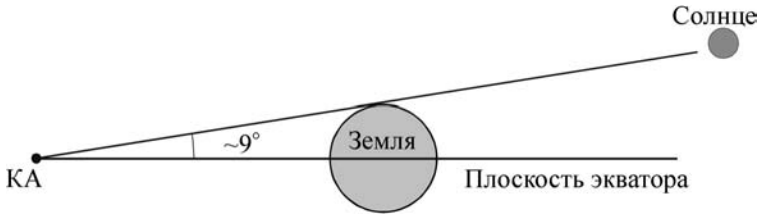


Рис. 2.2.14. Затенение геостационарного КА

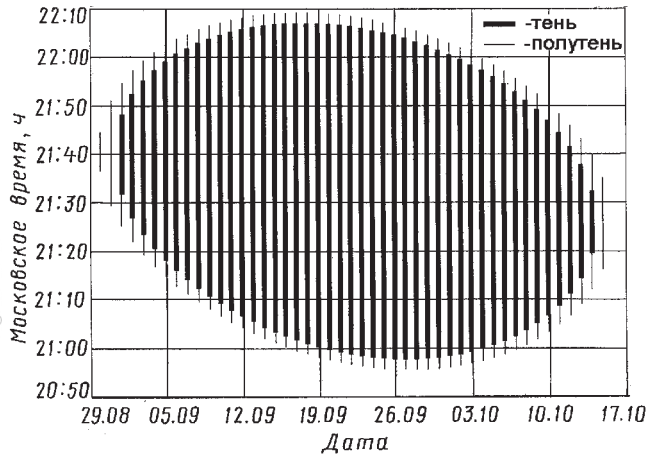


Рис. 2.2.15. Длительность интервалов для геостационарного КА

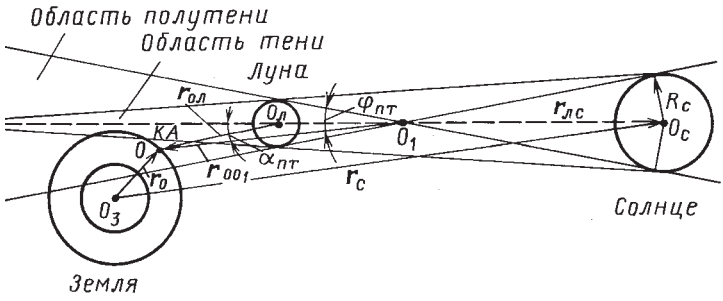


Рис. 2.2.16. Геометрия образования лунной тени

ем различных баллистических условий (для анализа и/или визуализации полета КА), связаны с определением геоцентрических широты и долготы точки на поверхности сферической Земли, отстоящей от некоторой заданной точки A (долгота λ_A и широта φ_A) на заданное геоцентрическое расстояние θ в направлении, определяемом азимутом ψ. Взаимное положение двух точек на поверхности Земли иллюстрируется на рис. 2.2.17.

Соответствующие соотношения имеют вид:

$$\begin{cases} \varphi_B = \arcsin\left(\sin\varphi_A \cdot \cos\theta + \cos\varphi_A \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi\right); \\ \lambda_B = \lambda_A + \operatorname{arctg}\left(\sin\theta \cdot \sin\psi, \dfrac{\cos\theta - \sin\varphi_B \cdot \sin\varphi_A}{\cos\varphi_A}\right). \end{cases} \quad (2.2.91)$$

Здесь используется круговая функция arctg (..., ...), где первый член соответствует синусу искомого угла, а второй — его косинусу.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

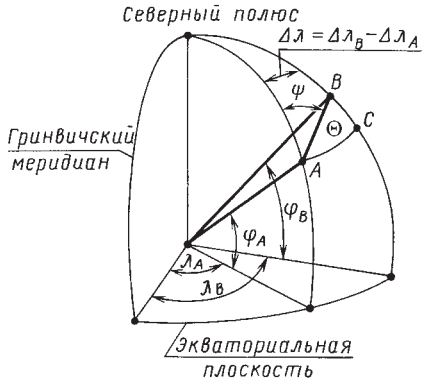


Рис. 2.2.17. Взаимное положение двух точек на поверхности Земли

Для обратного преобразования — определения геоцентрического расстояния между двумя заданными точками и азимута соединяющей их линии большого круга (в точке A) используются соотношения:

$$\left.\begin{aligned} &\Theta = \arccos[\sin\varphi_A \cdot \sin\varphi_B + \\ &+\cos\varphi_A \cdot \cos\varphi_B \cdot \cos(\lambda_B - \lambda_A)]; \\ &\psi = \operatorname{arctg}\left(\sin(\lambda_B - \lambda_A)\times\right. \\ &\left.\times\cos\varphi_B, \frac{\cos\varphi_B - \sin\varphi_A \cdot \cos\theta}{\cos\varphi_A}\right). \end{aligned}\right\} \qquad (2.2.92)$$

Здесь используется круговая функция arctg (..., ...), где первый член соответствует синусу искомого угла, а второй — его косинусу.

Для построения поля обзора наземным измерительным пунктом на поверхности Земли для КА на круговой орбите используется следующий алгоритм. По высоте орбиты h КА определяется геоцентрический угол сферического сегмента Θ (2.2.80). Задавая значения азимута ψ в диапазоне от 0 до 2π используя уравнения (2.2.91) рассчитывается множество граничных точек. На рис. 2.2.18 показаны примеры полей обзоров наземных пунктов, используемых для управления полетом КА «Союз» (Москва, Джусалы, Уссурийск, Колпашев, Петропавловск-Камчатский) и трасса его полета на первых восьми витках.

Для цилиндрической модели затенения Земли мгновенное положение линии терминатора (рис. 2.2.19) определяет большой круг, у которого точка A определяет направление на Солнце. В этом случае $\Theta = \pi/2$ и координаты граничных точек определяются соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} &\sin\varphi_B = \cos\varphi_A \cdot \cos\psi; \\ &\operatorname{tg}(\lambda_B - \lambda_A) = \frac{1}{\sin\varphi_A}\operatorname{tg}\psi. \end{aligned}\right\} \qquad (2.2.93)$$

Для КА, осуществляющего наблюдение поверхности Земли образуется непрерывная полоса обзора (рис.2.2.20).

При отсутствии вращения Земли трасса КА представляет собой большой круг. Границы полосы обзора отстоят от нее в случае

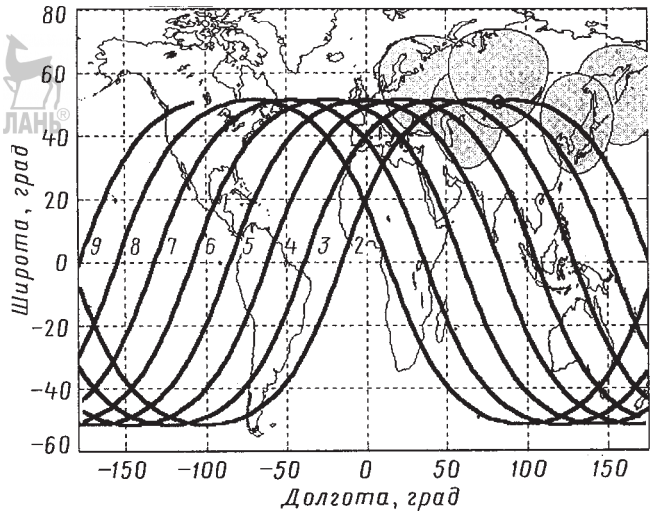


Рис. 2.2.18. Видимость КА «Союз» на первых витках полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

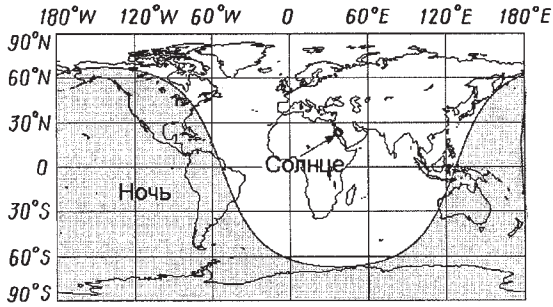


Рис. 2.2.19. Положение терминатора в местный полдень Декретного Московского времени в день летнего солнцестояния (22 июня, $\delta_s \approx 23°$)

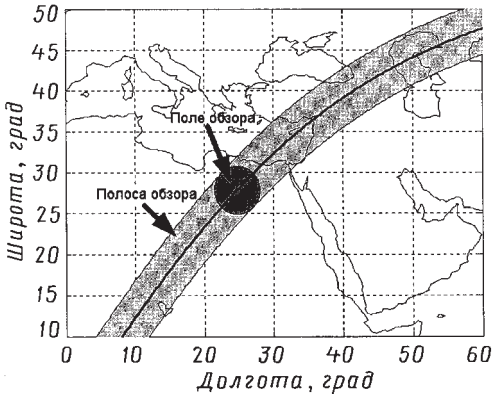


Рис. 2.2.20. Полоса обзора

круговой орбиты на постоянный геоцентрический угол C. В этом случае они могут быть определены как малые круги со сферическим радиусом $\pi/2 - C$ с использованием соотношений (2.2.91), положив $\varphi_A = \pm i$, $\lambda_A = \lambda_{BY} \pm \pi/2$ и $\Theta = \pi/2 - C$. Однако за счет вращения Земли наклон трассы к параллели будет отличаться от наклона для малого круга на поверхности сферы. Наклон трассы КА и граничные точки полосы обзора представлены на рис. 2.2.21.

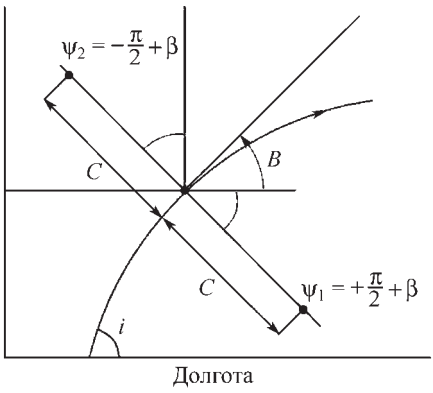


Рис. 2.2.21. Наклон трассы КА и граничные точки полосы обзора

Уравнения для определения этого угла имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} \frac{d\varphi}{du} &= \frac{\cos u \cdot \sin i}{\cos\varphi}; \\ \frac{d\lambda}{du} &= \frac{\cos i}{\cos^2\varphi} - \frac{\omega_3}{\omega}. \end{aligned}\right\} \qquad (2.2.94)$$

Откуда определяется угол наклона трассы (см. рис. 2.2.21):

$$\beta = \operatorname{arctg}\left[\frac{d\varphi / du}{d\lambda / du}\right]. \qquad (2.2.95)$$

Полагая $\psi = \pm\pi/2 + \beta$; $\lambda_A = \lambda$; $\varphi_A = \varphi$; и $\Theta = \pi/2 - C$ (λ, φ — координаты трассы КА) в (2.2.91), определяются две граничные точки полосы обзора.

Для географической визуализации полета КА обычно используются цилиндрические проекции. Однако в ряде случаев более наглядным является применение других картографических проекций. Основные виды географических проекций разделяются на три типа:

– цилиндрические;
– конические;
– азимутальные.

Для каждого типа имеется множество разновидностей, различающихся степенью сжатия и преобразования различных географических областей. На рис. 2.2.22–2.2.24 показаны геометрические иллюстрации образования указанных типов проекций, и для сравнения представлены отображения трасс со средним наклонением $i = 45°$ и высоким наклонением $i = 85°$ (для КА на круговой орбите $h \approx 1680$ км, $T = 2$ ч), а также полей обзора наблюдателей на Гринвичском меридиане с широтами 0; 40; 80°.

Цилиндрические проекции дают наглядное представление для приэкваториальной зоны и средних широт. Конические проекции учитывают эффект изменения длины параллели при изменении широты, тем самым более точно отображают площадь областей, находя-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

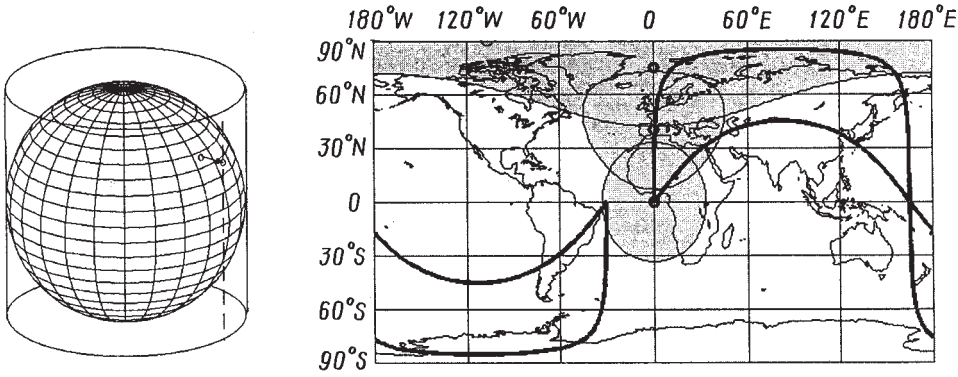


Рис. 2.2.22. Цилиндрическая проекция

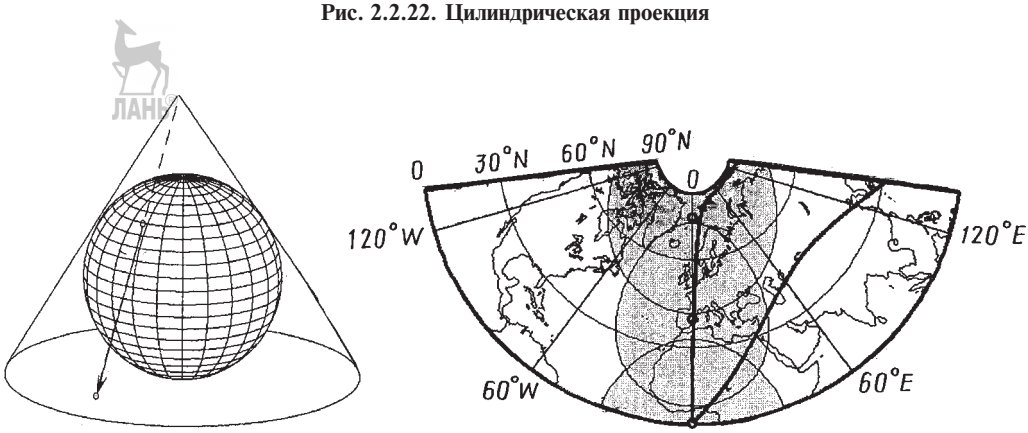


Рис. 2.2.23. Коническая проекция

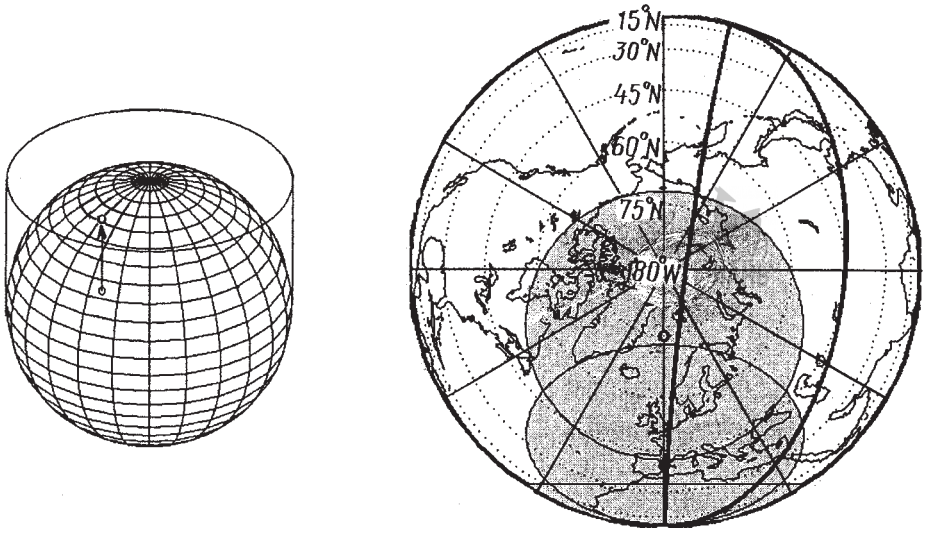


Рис. 2.2.24. Азимутальная проекция

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

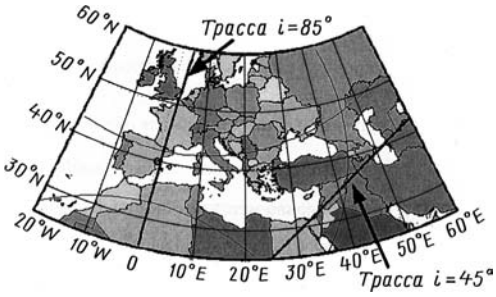


Рис. 2.2.25. Представление трассы КА на карте и в конической проекции

щихся на разных широтах. На рис. 2.2.25 представлена трасса КА на карте и в конической проекции.

2.2.5. ОСОБЫЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

2.2.5.1. Геостационарные орбиты

Геостационарными называют круговые орбиты, трасса которых в невозмущенном движении вырождается в неподвижную относительно Земли точку [2]. Поле обзора КА на такой орбите показано на рис. 2.2.26.

Номинальные параметры *геостационарной орбиты* (*ГСО*):

орбитальный период $T \approx 86\,164^{s} = 23^{h}56^{m}4^{s}$;

радиус орбиты $r \approx 42\,164$ км или высота над поверхностью Земли $h \approx 35\,786$ км;

эксцентриситет $e = 0$;

круговая скорость $V_{ГСО} = 3\,075$ м/с.

Номинальное положение КА на экваторе называется рабочей точкой и определяется его долготой стояния λ. Вследствие орбитальных возмущений, вызываемых нецентральностью гравитационного поля Земли, притяжением Луны и Солнца и давлением солнечного света, номинальное положение КА на ГСО не сохраняется, а для его поддержания необходимо проведение специальных маневров. Отклонение ΔT орбитального периода от номинального приводит к дрейфу КА с постоянной скоростью по долготе, прямо пропорциональной этой величине:

$$\dot{\lambda} = -\omega_{з}\frac{\Delta T}{T}. \qquad (2.2.96)$$

При наличии эксцентриситета e орбиты геостационарный КА имеет колебания по географической долготе относительно среднего значения с угловой амплитудой $\Delta\lambda = 2e$ и периодом T. Ненулевое наклонение i орбиты приводит к колебаниям по географической широте с амплитудой $\Delta\varphi = i$ и периодом T.

Для анализа возмущенного движения геостационарного КА, находящегося на околокруговой орбите с очень малыми эксцентриситетом и наклонением, использование классических орбитальных элементов неприменимо вследствие вырожденности положения восходящего уз-

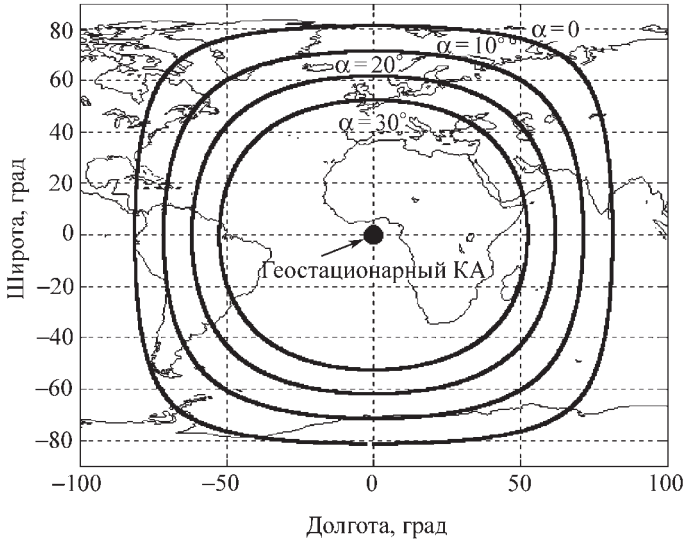


Рис. 2.2.26. Поле обзора геостационарного КА

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ла орбиты Ω и линии апсид ω_π. Поэтому используется специальная невырожденная система элементов, включающая вектор наклонения $\boldsymbol{I}$ и эксцентриситета $\boldsymbol{E}$ с компонентами:

$$\left.\begin{aligned} I_1 &= i\cos\Omega; \\ I_2 &= i\sin\Omega, \end{aligned}\right\}, \qquad (2.2.97)$$

$$\left.\begin{aligned} E_1 &= e\cos(\omega_\pi + \Omega); \\ E_2 &= e\sin(\omega_\pi + \Omega), \end{aligned}\right\} \qquad (2.2.98)$$

а также долготу λ и большую полуось a.

Наиболее существенное возмущение с точки зрения удержания КА на ГСО по географическому положению испытывает наклонение орбиты. Определяющим здесь является квазивековой поворот плоскости орбиты или квазивековой уход, вызванный притяжением Луны и Солнца. За один год такой уход составляет от 0,75 до 0,95° в зависимости от ориентации относительно экватора Земли плоскостей орбит Луны и Солнца. Максимумы данных возмущений повторяются приблизительно один раз в ~18 лет (период Сароса — период полного оборота на эклиптике восходящего узла лунной орбиты). Данное явление было в 2006 г., следующий раз будет приблизительно в 2024 г., поэтому в течение года скорость квазивекового ухода наклонения можно считать постоянной. Кроме того, притяжение Луны и Солнца вызывают периодические возмущения, которые имеют существенно меньшие по сравнению с квазивековым уходом значения. Их характеристики представлены в таблице 2.2.1.

2.2.1. Характеристики возмущений на ГСО

Возмущающее тело	Максимальное отклонение		Период возмущения, сут
	Δi, угл. мин	Эквивалентное отклонение в ОСК Δb, км	
Солнце	1,40	17,2	365/2
Солнце	0,12	1,5	365
Луна	0,27	3,3	13,6
Луна	0,13	1,6	27

На рис. 2.2.27 показан характер эволюции наклонения на годичном интервале.

Притяжение Луны и Солнца в долговременном масштабе приводит к изменению наклонения ГСО (при отсутствии маневров КА) в пределах от 0 до ~15° [1, 2]. Долговременная зависимость между наклонением i орбиты и инерциальной долготой восходящего узла можно приблизительно аппроксимировать окруж-

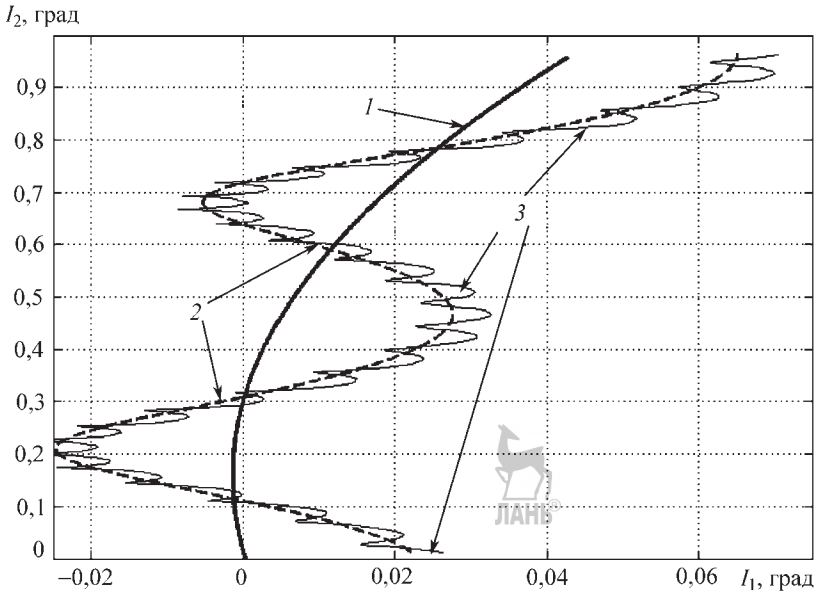


Рис. 2.2.27. Годичная эволюция вектора наклонения:
1 — квазивековое изменение; *2* — долгопериодическое изменение; *3* — оскулирующий вектор наклонения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

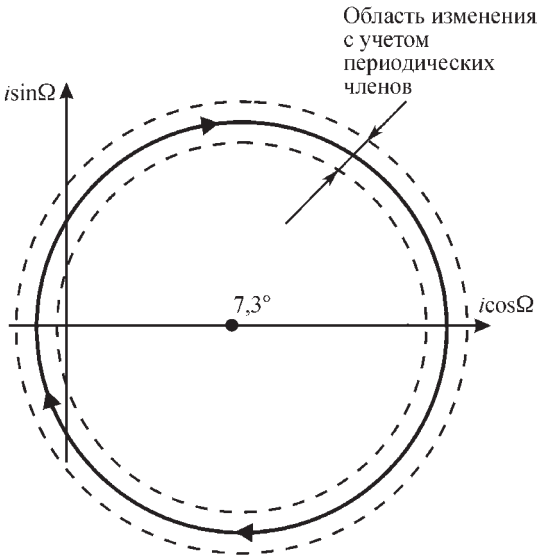


Рис. 2.2.28. Долговременная эволюция наклонения ГСО

ностью с центром по оси «$i\cos\Omega$» (рис. 2.2.28). Движение по этой окружности происходит по часовой стрелке с периодом ~53 г.

Наиболее весомые изменения вектора эксцентриситета $\boldsymbol{E}$ обусловлены влиянием давления солнечного света. Этот фактор приводит к долгопериодическому возмущению эксцентриситета с периодом, равным одному году. Характер свободной эволюции вектора эксцентриситета на годичном интервале показан на рис. 2.2.29. Амплитуда этого возмущения равна $\Delta e_s \sim$ $\sim 2...4\cdot10^{-4}$ (для отношения характерной площади КА к его массе ~0,025 м^2/кг), что соответствует периодическим отклонениям на витке $\Delta\lambda \sim 4$ угл. мин (или отклонениям вдоль трансверсали $\Delta n \sim 40$ км). Огибающая годичной эволюции близка к окружности, Δe_s называется радиусом окружности естественного дрейфа. Помимо давления солнечного света имеется значительное долгопериодическое возмущение эксцентриситета с периодом ~8,9 лет, вызванное гравитационным притяжением Луны. Изменение положения КА по долготе обуславливается отклонением орбитального периода от периода вращения Земли (звездные сутки). Основным возмущающим фактором, вызывающим подобное отклонение, является трансверсальное ускорение, вызванное долготными аномалиями геопотенциала. Составляющие ускорения вдоль и перпендикулярно радиус-вектору называются соответственно радиальным и

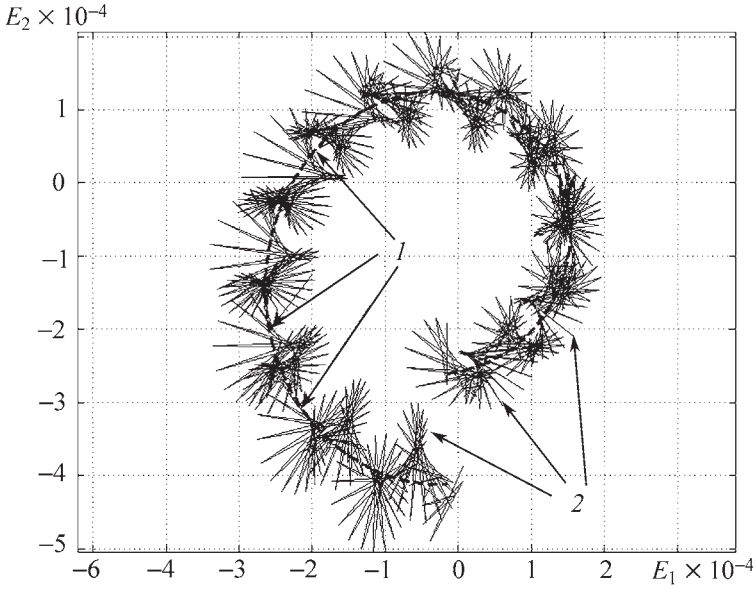


Рис. 2.2.29. Годичная эволюция вектора эксцентриситета:
1 — долгопериодическое изменение; *2* — оскулирующий вектор эксцентриситета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

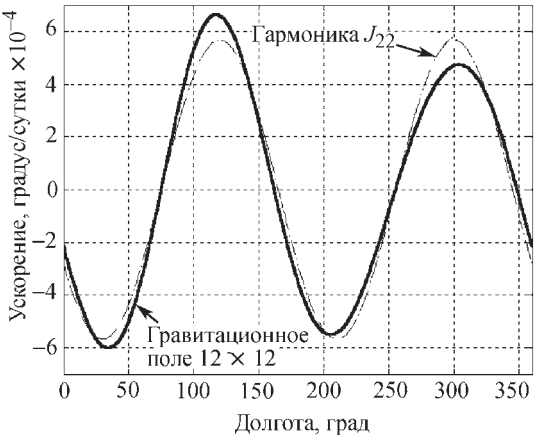


Рис. 2.2.30. Зависимость величины и направления возмущающего тангенциального ускорения от географической долготы положения КА

трансверсальным ускорениями. Наиболее существенный вклад в данные возмущения дает вторая гармоника J_{22}. Величина и направление возмущающего ускорения зависят от географической долготы положения КА (рис. 2.2.30).

Указанная гармоника описывает экваториальное сжатие Земли. На рис. 2.2.31 представлены равновесные точки для ГСО.

Имеются четыре равновесных точки долготы ($\dot{\lambda} \equiv 0$), которые определяются следующим выраженинем:

$$\lambda_{22} = \text{arctg}[(S_{22} / C_{22}) / 2]. \qquad (2.2.99)$$

Из них две точки соответствующие малой оси эллипса, аппроксимирующего экваториальное сжатие Земли, являются устойчивыми точками равновесия с долготами ~75,1° в.д. и 104,9° з.д. Неустойчивые точки имеют долготы, равные 14,9° з.д. и 165,1° в.д. Учет тессеральных гармоник более высокого порядка (C_{31}, S_{31}, ..., C_{44}, S_{44}) приводит к незначительному смещению равновесных точек. Так, для точек устойчивого равновесия это будут значения 74,940° в.д. и 105,095° з.д. Свободное движение, вызванное второй тессеральной гармоникой, приводит к колебательным движениям по географической долготе с периодом ~860 дней относительно устойчивых точек равновесия.

2.2.5.2. Орбиты с повторяющимися трассами

Трасса КА в общем случае описывает сложную эволюцию, вызванную вращением Земли и прецессией орбиты КА. Параметры орбиты можно выбрать таким образом, чтобы трасса повторялась с некоторой периодичностью. Как указывалось в п. 2.2.2, сжатие Земли

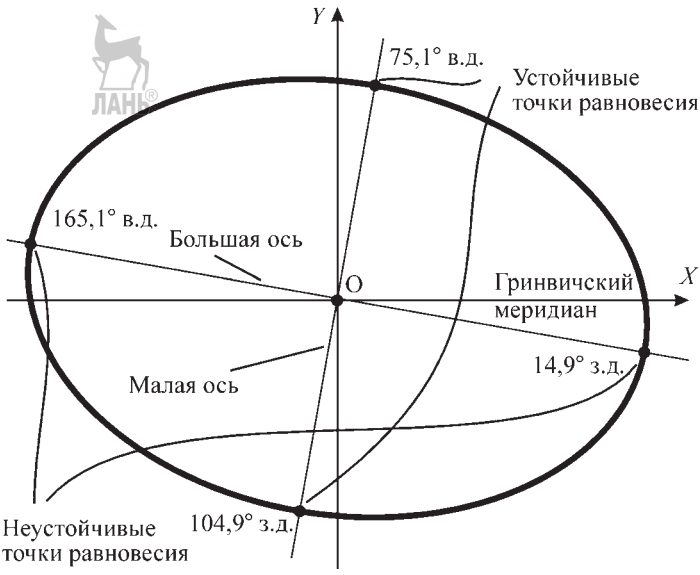


Рис. 2.2.31. Равновесные точки для ГСО:
в.д., з.д. — восточная и западная долгота

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

приводит к вековым возмущениям инерциальной долготы восходящего узла Ω, аргумента перигея ω_π и средней аномалии M. Тогда условие повторения трассы через K суток и N витков можно представить в виде[3, 4]:

$$(\omega_з - \dot{\Omega})N = (\dot{\omega} + \dot{M})K, \qquad (2.2.100)$$

где $\omega_з$ — угловая скорость вращения Земли, а $\dot{\Omega}$, $\dot{\omega}$, $\dot{M}$ — вековые возмущения от сжатия Земли. Выражения для вековых возмущений $\dot{\Omega}, \dot{\omega}_\pi$ и $\dot{M}$ были представлены ранее (2.2.58–2.2.60). Уравнение (2.2.100) является трансцендентным и может быть решено итеративным способом. В качестве начального приближения используется значение:

$$a^{(0)} = \left[\mu^{\frac{1}{3}}\left(\frac{N}{K}\right)\omega\right]^{-2/3}, \qquad (2.2.101)$$

и соотношение для итеративного процесса по большой полуоси:

$$a^{(i+1)} = a^{(0)}\left\{1 - \frac{3}{2}J_2\left[\frac{R_e}{a^{(i)}}\right]^2\left(1 - \frac{3}{2}\sin^2 i\right)\right\}^{2/3} \times$$

$$\times\left\{1 + J_2\left[\frac{R_e}{a^{(i)}}\right]^2\left[\frac{3}{2}\left(\frac{N}{K}\right)\cos i - \frac{3}{4}(-1 + 5\cos^2 i)\right]\right\}^{2/3}. \qquad (2.2.102)$$

Примеры изменения высот орбит с повторяющимися трассами показаны на рис. 2.2.32.

Разновидность орбит с повторяющимися трассами — близкие к ним орбиты с фиксированным смещением трассы через период повторяемости, например, на ширину полосы обзора аппаратуры наблюдения КА для организации сплошной съемки участков земной поверхности.

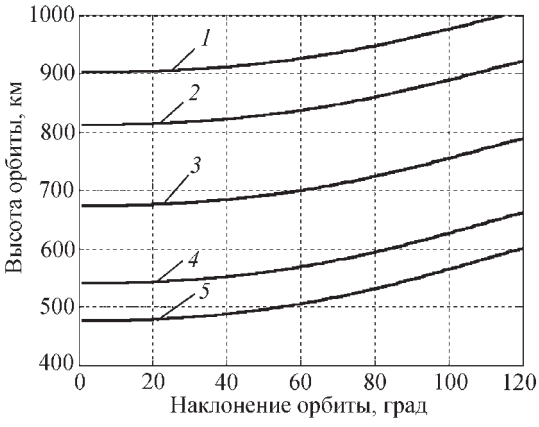


Рис. 2.2.32. Изменения высот орбит с повторяющимися трассами при N/K:
1 — 8/110; *2* — 6/84; *3* — 5/72; *4* — 5/74; *5* — 6/90

2.2.5.3. Солнечно-синхронные орбиты

Солнечно-синхронная орбита (*ССО*) — околоземная орбита, сохраняющая постоянную ориентацию своей плоскости по отношению к среднему экваториальному Солнцу (фиктивная точка, равномерно движущаяся по экватору в ту же сторону, что и видимое Солнце по эклиптике, и совершающая полный оборот за тот же период, что и видимое Солнце, т.е. за один год). Один оборот относительно ССО Земля делает ровно за одни солнечные сутки. Ориентация орбиты относительно среднего Солнца определяется средним местным временем в восходящем узле орбиты m_Ω:

$$m_\Omega = \Omega - \alpha_S + 12^h,$$

где Ω — долгота восходящего узла орбиты (прямое восхождение восходящего узла); α_S — прямое восхождение среднего Солнца (рис. 2.2.33).

Орбита сохраняет постоянное угловое положение по отношению к среднему Солнцу и имеет $m_\Omega = \text{const}$, если $\frac{dm_\Omega}{dt} = \frac{d\Omega}{dt} - \frac{d\alpha_S}{dt} = 0$. Таким образом, условием солнечной синхронности орбиты является равенство $\frac{d\Omega}{dt} = \frac{d\alpha_S}{dt}$. Вековое движение узла по экватору вызывается прецессией орбиты в нецентральном гравитационном поле Земли со скоростью $\frac{d\Omega}{dt} = \omega_{пр}$, зависящей от формы, размера орбиты и ее наклонения. За один год (365,2422 сут) Земля совершает один оборот вокруг Солнца, поэтому угловая скорость среднего Солнца $\frac{d\alpha_S}{dt} = \omega_S = 0{,}9856\ °/\text{сут} = 0{,}199106 \cdot 10^{-6}$ рад / с. Следовательно, орбита, у которой $\omega_{пр} = \omega_S = 0{,}9856\ °/\text{сут}$, вращается синхронно с направлением вектора среднего Солнца, сохраняя ту ориентацию по отношению к нему, которая была получена при формировании орбиты. Значение местного времени прохождения восходящего узла позволяет классифицировать ССО на дополуденные (m_Ω < 12 ч) и послеполуденные (m_Ω > 12 ч).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

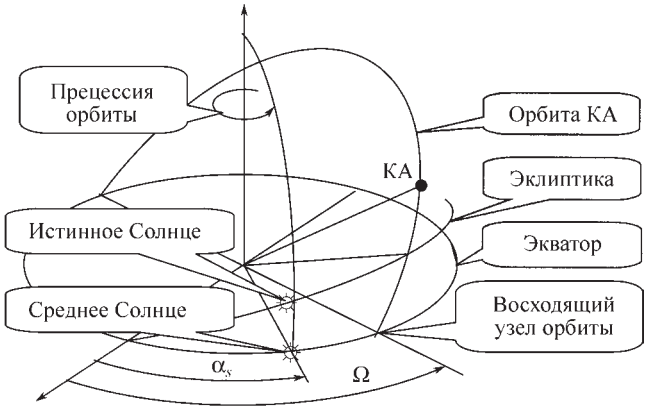


Рис. 2.2.33. К определению местного времени в восходящем узле орбиты

Положение среднего Солнца и соответствующее ему местное время m_Ω в восходящем узле орбиты представлены на рис. 2.2.34.

Параметры ССО определяются соотношением ($\omega_{пр}$ в рад/с)

$$\omega_{пр} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cos i = \omega_S, \qquad (2.2.103)$$

где J_2 — безразмерный коэффициент, характеризующий форму Земли; $J_2 = 0{,}001082628$; $R_e = 6\,378{,}137$ км — экваториальный радиус Земли; p — фокальный параметр, $p = a(1 - e^2)$; a, e и i — большая полуось, эксцентриситет и наклонение орбиты соответственно; $\mu = 398\,601$ км^3/с^2 — гравитационный параметр Земли.

Направление прецессии отвечает условию солнечной синхронности при $i > 90°$.

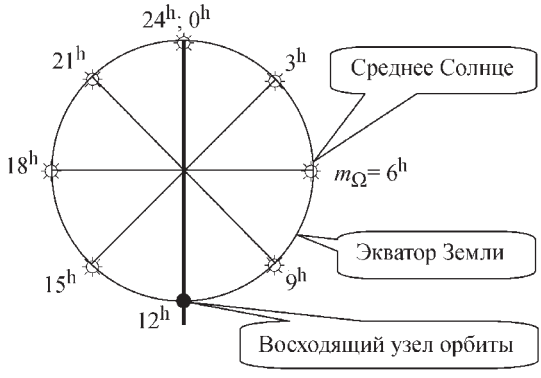


Рис. 2.2.34. Положение среднего Солнца и соответствующее ему местное время m_Ω в восходящем узле орбиты

В этом случае узел орбиты движется с запада на восток вслед за годовым движением среднего Солнца по экватору Земли. Соотношение (2.2.103) позволяет выразить связь между большой полуосью, эксцентриситетом и наклонением ССО:

$$a = 12\,352{,}54 \left[-\frac{\cos i}{(1 - e^2)^2} \right]^{2/7}, \text{ км}. \qquad (2.2.104)$$

Так как радиус перигея r_π реальной ССО не может быть меньше радиуса Земли, то для ССО должно быть выполнено ограничение:

$$r_\pi = a(1 - e) = 12\,352{,}54 \left[-\frac{\cos i}{(1 - e^2)^2} \right]^{2/7} (1 - e) \geq R_e.$$

Данное ограничение выполняется при наклонениях ССО, удовлетворяющих неравенству

$$i \geq \arccos \left[-\frac{(1 + e)^2}{(1 - e)^{3/2}} \left(\frac{R_e}{12\,352{,}54} \right)^{7/2} \right]. \qquad (2.2.105)$$

Таким образом, выражение (2.2.104) при ограничении (2.2.105) задает связь между элементами a, e и i ССО. Для ССО имеют место ограничения $95{,}68° \leq i \leq 180°$, $e \leq 0{,}6$ и $a \leq 15\,940$ км (рис. 2.2.35).

Вследствие ошибок выведения по наклонению и высоте и атмосферного торможения в полете наклонение орбиты $i(t)$ и ее большая полуось $a(t)$ отличаются от их расчетных номинальных постоянных значений i_N и a_N на величины

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

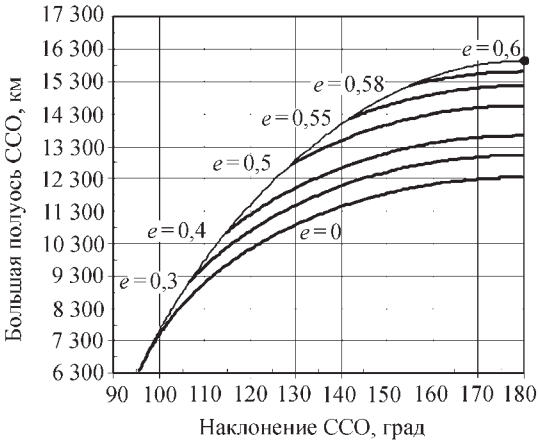


Рис. 2.2.35. Зависимость большой полуоси ССО от ее наклонения и эксцентриситета

$\delta i(t)$ и $\delta a(t)$. Поэтому угловая скорость прецессии линии узлов орбиты также отличается от номинального значения $\omega_{\text{пр}N} = 0{,}9856$ °/сут. Это приводит к тому, что за время полета КА в долготе восходящего узла (значит, и в m_Ω) накапливается погрешность $\delta\Omega$. Оценим ее для круговой орбиты ($e = 0$). Из (2.2.103) следует

$$\delta\omega_{\text{пр}}(t) = \frac{\partial\omega_{\text{пр}}}{\partial i}\delta i(t) + \frac{\partial\omega_{\text{пр}}}{\partial a}\delta a(t) =$$

$$= -\omega_{\text{пр}N}\ \text{tg}\, i_N \delta i(t) - \frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}N}}{a_N}\delta a(t).$$

В первом приближении наклонение орбиты во время полета можно считать неизменным, а возмущение $\delta i(t) = \delta i_0$. Возмущение $\delta a(t)$ при $\delta a(t) << a(t)$ можно задать линейным законом $\delta a(t) = \delta a_0 + A_t(t - t_0)$, где δa_0 — возмущение большой полуоси в момент t_0, $A_t \le 0$ — темп падения высоты вследствие атмосферного торможения. Тогда к моменту времени T долгота восходящего узла будет отличаться от номинального значения на величину $\delta\Omega(T)$:

$$\delta\Omega(T) = \int_{t_0}^{T}\delta\omega_{\text{пр}}(t)dt = -\omega_{\text{пр}N}\,\text{tg}\, i_N \delta i_0 (T - t_0) -$$

$$-\frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}N}}{a_N}\delta a_0 (T - t_0) - \frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}N}}{a_N}A_t\frac{(T - t_0)^2}{2}.$$

Разбросы кинематических параметров траектории и падение высоты орбиты вследствие атмосферного торможения за время существования ИСЗ могут изменить местное время прохождения восходящего узла на десятки минут, что может привести к ухудшению условий работы системы энергопитания КА, нештатному режиму работы системы терморегулирования КА и его бортовой аппаратуры, проведению мониторинга Земли в нерасчетных условиях освещенности.

Еще одна причина изменений условий освещенности на ССО — непостоянство положения истинного Солнца относительно плоскости ССО в течение года, так как условия солнечной синхронности на ССО выполняются, по определению, для среднего, а не истинного Солнца. Истинное Солнце на небесной сфере совершает свое годовое движение не в плоскости экватора, а в плоскости эклиптики, наклоненной к экватору под углом ~23,5°. Вследствие этого оно перемещается из одного полушария Земли в другое, что и приводит к непостоянству угла β между плоскостью орбиты и направлением на Солнце:

$$\sin\beta = \cos\delta_C \cdot \sin i \cdot \sin(12^{\text{h}} - m_\Omega) - \sin\delta_C \cdot \cos i,$$

где δ_C — склонение Солнца.

Однако, если для произвольных орбит на длительных промежутках времени этот угол меняется в очень широких пределах, то для ССО он меняется сравнительно мало. Например, для ССО высотой 600...1000 км и местным временем в восходящем узле $m_\Omega = 8...16^{\text{h}}$ угол β в течение года отличается от среднего значения всего на ~5...7°. Изменение угла β между вектором Солнца и плоскостью ССО представлены на рис. 2.2.36. Вследствие этого общая картина изменения освещенности и максимальная высота Солнца на витке полета КА длительное время практически повторяются от витка к витку.

Условия освещенности подспутниковой точки КА определяются высотой Солнца h_C над местным горизонтом, зависящей от наклонения орбиты, склонения Солнца, местного времени в восходящем узле и геоцентрической широты КА φ (рис. 2.2.37):

$$\sin h_C = \sin\delta_C \cdot \sin\varphi + \cos\delta_C \cdot \cos\varphi \cdot \cos\xi, \quad (2.2.106)$$

где $\xi = (\pi/12)(m_\Omega - 12^{\text{h}}) + \arcsin(\text{tg}\,\varphi / \text{tg}\, i)$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

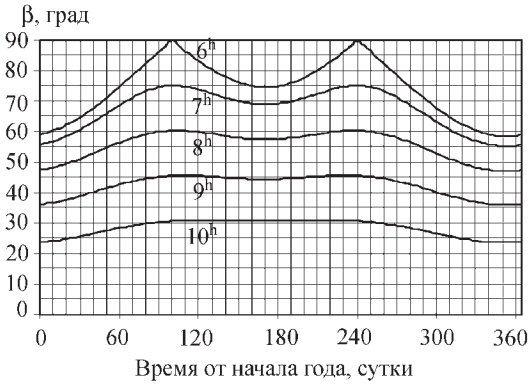
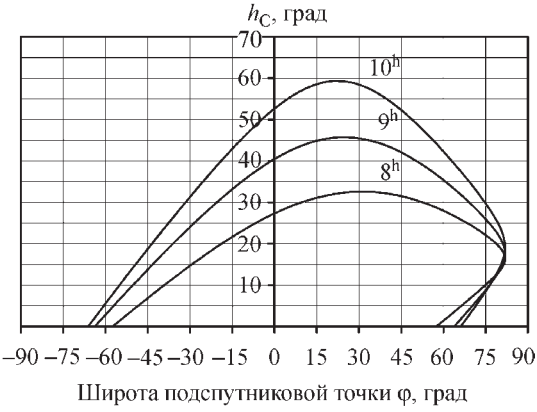
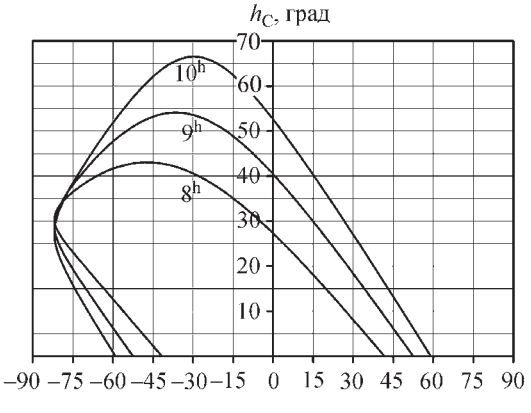


Рис. 2.2.36. Угол β между вектором Солнца и плоскостью ССО, $i = 98°$, $m_\Omega = 6^h...10^h$



а)



б)

Рис. 2.2.37. Зависимость высоты Солнца над местным горизонтом от геоцентрической широты КА на ССО с наклонением $i = 98{,}1°$ (высотой $h = 675$ км) и местным временем прохождения восходящего узла, равным $m_\Omega = 8^h, 9^h, 10^h$:
а — 21 июня; *б* — 21 декабря

Трасса КА из-за суточного вращения Земли проходит через разные точки поверхности Земли, но точки Земли, расположенные на одной широте, попадают в плоскость орбиты КА всегда в одно и то же местное время. Поэтому условия освещенности в каждой фиксированной точке ССО остаются близкими в течение длительных промежутков времени (десятки суток) и определяются фактически только сезонными изменениями склонения Солнца δ_C. Неизменность условий освещенности КА и его подспутниковых точек требуется в ряде прикладных задач использования КА, например, в задачах дистанционного зондирования Земли, при работе бортовой и научной аппаратуры КА.

С ъемка поверхности Земли возможна, если угол места Солнца в подспутниковой точке не меньше некоторой определенной величины $h_C^{\min}$. Диапазон широт (рис. 2.2.38), для которых в подспутниковой точке высота Солнца $h_C \geq h_C^{\min}$, определяется неравенством

$$\sin\delta_C \cdot \sin\varphi + \cos\delta_C \times$$
$$\times \cos\varphi \cos\left[\frac{\pi}{12}(m_\Omega - 12^h) + \arcsin\frac{\operatorname{tg}\varphi}{\operatorname{tg} i}\right] \geq$$
$$\geq \sin(h_C^{\min}). \qquad (2.2.107)$$

На рис. 2.2.38 стрелкой указан диапазон широт, в котором $h_C \geq 10°$ при $m_\Omega = 7^h$.

Из рис. 2.2.38 следует, что в северном полушарии «утренние» орбиты практически не пригодны для съемок в видимом диапазоне, так как весь год, кроме летних месяцев, только в экваториальных областях высота Солнца достаточна для съемок. Например, орбита с $m_\Omega = 7^h$ зимой имеет достаточную для съемки высоту Солнца только в районах с широтой $\varphi \approx 0...15°$ с.ш. Переход к более «поздним» орбитам значительно рас-

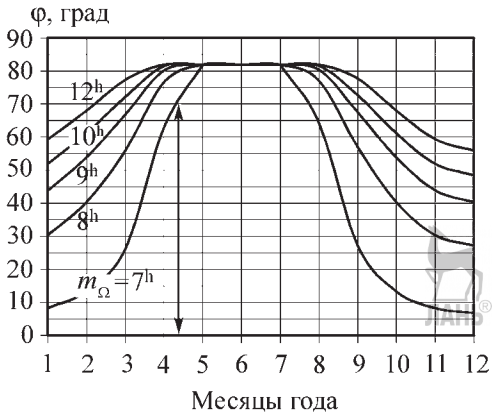


Рис. 2.2.38. Широта φ подспутниковой точки, для которой высота Солнца $h_C = 10°$ (северное полушарие Земли), $i = 98°$, $m_\Omega = 7^h$, ...,12^h

ширяет область съемки. Например, на орбите с $m_\Omega = 9^h$ съемка возможна до ~45° северной широты.

В летние месяцы в северном полушарии съемка возможна на всех широтах (кроме околополюсных) независимо от времени прохождения восходящего узла. Однако и в этом случае не целесообразно использовать «ранние» орбиты, так как они не обеспечивают условий съемки в южном полушарии Земли. С другой стороны, на «полуденных» орбитах с $m_\Omega = 12^h$ длительность теневого участка больше, чем на «утренних» орбитах, а это ухудшает энергоснабжение КА. Солнце может находится как слева, так и справа от КА, а это усложняет работу научной аппаратуры и системы терморегулирования. Поиск компромисса привел к тому, что «дополуденные» КА, работающие на восходящих ветвях ССО, имеют $m_\Omega = 9^h...11^h$, «послеполуденные» — $m_\Omega = 13^h...15^h$.

Наличие на орбите теневого участка и его продолжительность зависят от величины угла β. Если $|\beta| > \beta^*$ (рис. 2.2.39) спутник освещен Солнцем в течение всего витка, при $|\beta| \le \beta^*$ на орбите имеется теневая область. В течение года на орбите могут существовать длительные интервалы времени, на которых угол β превышает критическое значение β^*. На этих интервалах орбита КА будет полностью освещена Солнцем, а в остальное время в году на витках орбиты будут теневые участки. Для круговой орбиты высотой h угол β^* и геоцентрический угол Φ_T, внутри которого движущийся по орбите спутник находится в тени Земли, определяются выражениями:

$$\sin\beta^* = \frac{R_e}{R_e + h},\ \Phi_T = 2\arccos\left(\frac{\cos\beta^*}{\cos\beta}\right). \quad (2.2.108)$$

Теневой участок на круговой ССО в заданную дату будет отсутствовать, ($|\beta| > \beta^*$), если местное время в восходящем узле выбрать из диапазона

$$m_\Omega^* = 6^h \pm \left\{6^h - \frac{12}{\pi}\arcsin\left[\frac{1}{\cos\delta_C \cdot \sin i}\left(\frac{R_e}{R_e + h} + \sin\delta_C \cdot \cos i\right)\right]\right\}. \quad (2.2.109)$$

Для ССО высотой 1400 км ≤ h ≤ 3300 км такой диапазон существует для любой даты года. На рис. 2.2.40 представлен диапазон местного времени в восходящем узле круговой ССО, при котором орбита в выбранную дату не содержит тени. На рисунке стрелкой показан диапазон для орбиты высотой 1400 км, которая не имеет теневых участков в течение всего года. Поэтому при выборе местного вре-

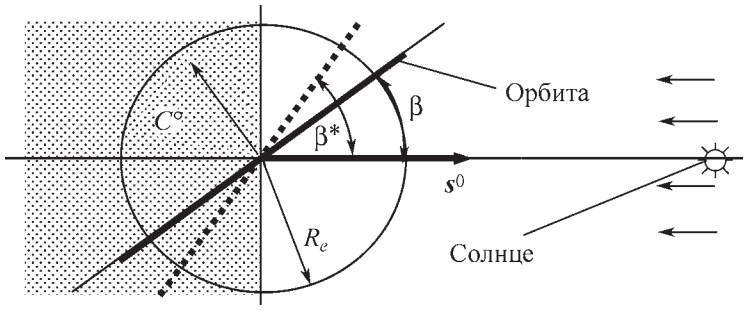


Рис. 2.2.39. К определению затененного участка орбиты

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

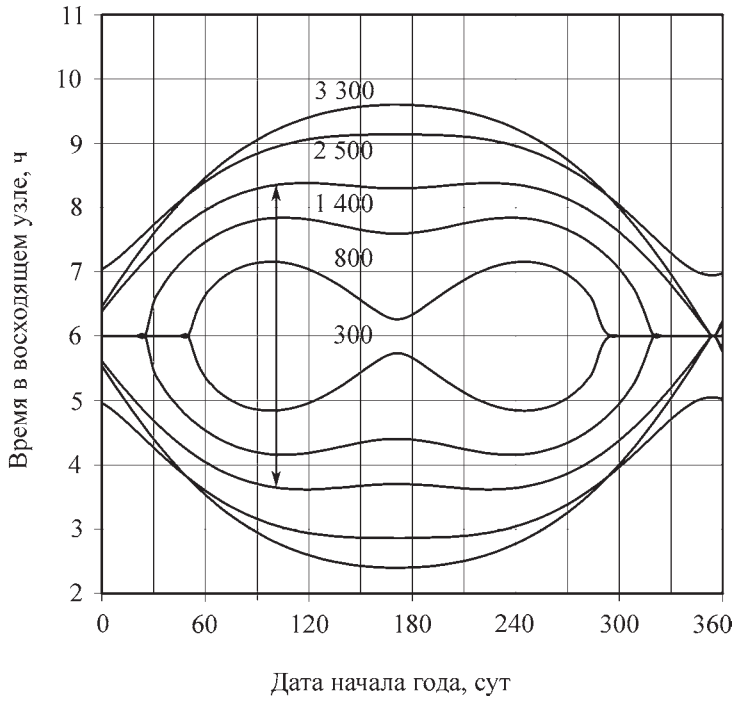


Рис. 2.2.40. Диапазон местного времени в восходящем узле круговой ССО, при котором орбита в выбранную дату не содержит тени

мени прохождения восходящего узла в соответствии с выражением (2.2.109) ССО такой высоты будут полностью освещены Солнцем в течение всего года.

2.2.5.4. Круговые кратные солнечно-синхронные орбиты

Кратными или изомаршрутными (в зарубежной литературе — *repeat-groundtrack orbits*) называют орбиты, трасса которых повторяется с определенной периодичностью. Период повторяемости может быть выражен через так называемые эффективные [1] сутки $T_{эфф}$ — время, за которое Земля в своем суточном вращении совершает один полный оборот относительно плоскости прецессирующей орбиты:

$$T_{эфф} = 2\pi/\omega^*,$$

где ω^* — угловая скорость суточного вращения Земли относительно плоскости орбиты. Величина ω^* определяется скоростями вращения Земли и прецессии орбиты, которая, в свою очередь, зависит от большой полуоси орбиты, ее эксцентриситета и наклонения (2.2.103). Однако есть две орбиты, для которых $T_{эфф}$ может быть указано без каких-либо вычислений. Первая — полярная орбита (i = = 90°). Она не прецессирует, поэтому оборот Земли относительно орбиты — оборот относительно неподвижных звезд, Земля делает за одни зведные сутки, т.е. за 86 164 с. В этом случае $T_{эфф}$ = 86 164 с. Вторая — ССО. По определению, она прецессирует со скоростью среднего Солнца, поэтому оборот Земли относительно орбиты — оборот относительно направления на среднее Солнце, который Земля делает за одни солнечные сутки, т.е. за 86 400 с. В этом случае $T_{эфф} = T_{сс}$ = 86 400 с, где $T_{сс}$ — продолжительность средних солнечных суток.

В п. 2.2.5.3 приведено описание ССО. Эти орбиты интересны тем, что местное солнечное время, значит, и условия освещенности фиксированной подспутниковай точки остаются неизменными в течение длительного периода времени. Если ССО к тому же кратная, то в этой фиксированной подспутниковой точке через период кратности появляется одна и та же точка Земли, т.е. трасса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

КА с определенной периодичностью проходит по одним и тем же точкам местности в одно и то же местное время. Орбиты, обладающие таким свойством, используются для построения спутниковых систем *дистанционного зондирования Земли* (*ДЗЗ*), предназначенных для многократной периодической съемки ее поверхности. Они, как правило, круговые, высотой от 500 до 1000 км и временем в восходящем узле, определяемым типом целевой аппаратуры КА.

По определению, орбита КА имеет суточную кратность N, если за N эффективных суток КА сделает на орбите n полных витков [5]:

$$NT_{\text{эфф}} = nT_{\text{др}}, \qquad (2.2.110)$$

где $N = 1, 2, 3, \ldots$ — период кратности орбиты (период повторного просмотра) — наименьший период повторяемости трассы; $T_{\text{др}}$ — драконический период обращения спутника; n — полное число витков КА, совершенное им за период кратности. Для ССО условие кратности принимает вид

$$NT_{\text{СС}} = nT_{\text{др}}. \qquad (2.2.111)$$

Из этого определения не следует единственность орбиты кратности N, так как, возможно, существуют несколько значений n, удовлетворяющих условию (2.2.111). Дробь $\frac{T_{\text{сс}}}{T_{\text{др}}} = \frac{n}{N}$, определяющую кратную ССО, можно представить в виде смешанного числа $n_{\text{пс}}\frac{m}{N}$. Здесь $n_{\text{пс}}$ — целая часть числа $T_{\text{сс}}/T_{\text{др}}$ — целое число витков, совершаемых КА в солнечные сутки. Число витков n, совершенное КА за период кратности N, в общем случае больше, чем $n_{\text{пс}}N$ на величину $m = n - n_{\text{пс}}N$. Она характеризует место («порядок») орбиты среди всех орбит кратности N из заданного «класса» орбит $n_{\text{пс}}$. Таким образом, тройка чисел ($n_{\text{пс}}$, N, m) полностью определяет кратность и высоту круговой кратной ССО. В конкретном «классе», т.е. для заданного $n_{\text{пс}}$, для обозначения кратности используется обозначение (N, m).

Например, тройка чисел ($n_{\text{пс}}$, N, m) = = (15, 11, 2) задает круговую кратную ССО орбит 11-суточной кратности порядка $m = 2$ (или с числом витков n в периоде кратности $n = n_{\text{пс}}N + m = 15 \cdot 11 + 2 = 167$). Так как в каждом классе орбиты кратности N задаются числами $m = 0, 1, 2, \ldots, N - 1$, то количество всех орбит кратности N равно N. В каждом классе значение $m = 0$ определяет орбиту односуточной кратности, поскольку орбита односуточной кратности удовлетворяет условию любой кратности. Значение $m = N$ не существует, так как в противном случае орбита принадлежала бы к следующему «классу» $n_{\text{пс}} + 1$.

Высоты орбит в каждом «классе» определяются только отношением m/N и поэтому орбиты, у которых отношения m/N совпадают, имеют одну и ту же высоту, т.е. являются одной и той же орбитой. Например орбита кратности (6, 4) из некоторого класса $n_{\text{пс}}$ одновременно является орбитой кратности (3, 2), (12, 8), (18, 12) и т.д., так как для них отношение m/N одно и то же. Поэтому при определении кратности орбит m и N, если это возможно, сокращают на общий делитель и полагают их взаимно простыми натуральными числами.

Это приводит к тому, что среди всех орбит, например, шестисуточной кратности, только две орбиты имеют период кратности собственно шесть суток — орбиты (6, 1) и (6, 5). У остальных четырех орбит период кратности шесть суток складывается или из шести периодов кратности орбиты односуточной кратности (орбита (6, 0)), или из двух периодов кратности орбиты трехсуточной кратности (орбиты (6, 2) ≡ (3, 1) и (6, 4) ≡ (3, 2)), или из трех периодов кратности орбиты двухсуточной кратности (орбита (6, 3) ≡ (2, 1)). Понятно, что орбит собственно кратности N суток столько же, сколько существует натуральных чисел m, не превосходящих ($N - 1$) и взаимно простых с N. Это число можно определить с помощью известной из теории чисел функции Эйлера $\varphi(N) = N\left(1-\frac{1}{p_1}\right)\left(1-\frac{1}{p_2}\right)\ldots\left(1-\frac{1}{p_k}\right)$, где $p_1, p_2, \ldots, p_k$ — различные простые множители числа N, задающие его каноническое разложение.

Например, для орбиты с периодом кратности $N = 10$ сут каноническое разложение числа 10 есть $10 = 2 \cdot 5$, следовательно, функция Эйлера для него $\varphi(10) = 10\left(1-\frac{1}{2}\right)\left(1-\frac{1}{5}\right) = 4$. Таким образом, существуют четыре орбиты с периодом кратности собственно 10 суток —

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.2.2. Границы высотных диапазонов (классов) и наклонение кратных ССО

Классы	«15»	«14»	«13»	«12»	«11»	«10»	«9»	«8»	«7»	«6»
h_{max}, км	570	897	1 265	1 684	2 166	2 726	3 389	4 187	5 173	5 975
h_{min}, км	278	570	897	1 265	1 684	2 166	2 726	3 389	4 187	5 173
i_{min}, град	96,6	97,7	99	100,7	103	106	110,1	116,1	125,4	142,3

орбиты кратности (10, 1), (10, 3), (10, 7) и (10, 9). Еще шесть орбит 10-суточной кратности есть орбиты с периодом кратности 1, 2, и 5 суток — орбиты кратности (10, 0), (10, 2) ≡ ≡ (5, 1), (10, 4) ≡ (5, 2), (10, 5) ≡ (2, 1), (10, 6) ≡ ≡ (5, 3) и (10, 8) ≡ (5, 4).

В табл. 2.2.2 приведены высотные границы классов круговых кратных ССО и наклонение орбиты, соответствующей нижней границе класса.

Орбиты класса «16» имеют высоты $h \le$ ≤ 278 км с малым временем существования КА, поэтому этот класс орбит из рассмотрения исключен. Класс орбит $n_{пс} = 6$ — не полный! Его верхняя граница имеет высоту более 6400 км, а круговые ССО имеют максимальную высоту только 5 975 км.

Высоты орбит в каждом классе определяются только отношением m/N. Подставив в (2.2.111) выражение для $T_{эфф} = T_{сс}$, получают для кратной ССО точное значение драконического периода кратной орбиты:

$$T_{др} = T_{сс}\frac{N}{n}. \qquad (2.2.112)$$

С другой стороны, период $T_{др}$, с учетом нецентральности поля Земли, можно записать в виде:

$$T_{др} = 2\pi\frac{a_{оск}^{3/2}}{\sqrt{\mu}} - \frac{3\pi R_e^2 J_2}{2\sqrt{\mu a_{оск}}}(1+5\cos^2 i), \qquad (2.2.113)$$

где $a_{оск}$ — оскулирующая большая полуось орбиты, определенная в ее восходящем узле. Приравнивая правые части (2.2.112) и (2.2.113), получаем для определения $a_{оск}$ кратной орбиты уравнение:

$$2\pi\frac{a_{оск}^{3/2}}{\sqrt{\mu}} = T_{сс}\left(\frac{N}{n}\right) + \frac{3\pi R_e^2 J_2}{2\sqrt{\mu a_{оск}}}(1+5\cos^2 i). \qquad (2.2.114)$$

Решая уравнение (2.2.114) методом последовательных приближений, находим a — первое приближение для $a_{оск}$ [5]:

$$a = \left(\frac{T_{сс}\sqrt{\mu}}{2\pi}\right)^{2/3}\left(\frac{N}{n}\right)^{2/3} = 42\,241{,}12\left(\frac{N}{n}\right)^{2/3}. \qquad (2.2.115)$$

Во втором приближении выражение для $a_{оск}$ на экваторе принимает вид

$$a_{оск} = a + \delta a = 42\,241{,}12\left(\frac{N}{n}\right)^{2/3} + 0{,}5\frac{R_e^2 J_2}{a}(1+5\cos^2 i). \qquad (2.2.116)$$

Для ССО величина второго члена в выражении (2.2.116) равна $\delta a \approx$ 3...11 км, поэтому пренебрежение им дает погрешность в определении высоты орбиты ~1...0,2%. В этом случае высота круговой орбиты (в километрах) на экваторе определяется формулой

$$h = 42\,241{,}12\left(\frac{N}{n}\right)^{2/3} - R_e = $$

$$= 42\,241{,}12\frac{1}{(n_{пс} + m/N)^{2/3}} - 6\,378{,}14. \qquad (2.2.117)$$

Из (2.2.117) следует, что высоты кратных орбит в одном классе определяются только отношением m/N. Большая полуось и наклонение ССО связаны соотношением (2.2.104), откуда с учетом выражения (2.2.115) получаем для кратной ССО:

$$\cos i = -73{,}942\left(\frac{N}{n}\right)^{7/3}. \qquad (2.2.118)$$

Из определения кратности для ССО, следует, что для любых N и n в (2.2.111) можно найти орбиту некоторой кратности. Для этого по заданным N и n из (2.2.112) находим драконический период $T_{др}$, а из (2.2.118) наклонение i. Затем из выражения (2.2.116) определяют большую полуось орбиты $a_{оск}$. Обратное не верно. Если задана высота орбиты, то такая орбита будет кратной, когда отношение $86\,400/T_{др}$ есть число рациональное, т.е. его можно представить как отношение двух взаимно простых натуральных чисел. Если же это

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

отношение есть число иррациональное, то орбита с указанным периодом $T_{др}$ не может иметь какую-либо кратность.

Однако иррациональное число с любой степенью точности может быть приближено рациональным числом. В частности, можно найти десятичную дробь, как угодно мало отличающуюся от данного иррационального числа. Следовательно, для заданного драконического периода можно найти кратную орбиту, хотя кратность ее может быть весьма велика. В табл. 2.2.3 приведены некоторые параметры круговых кратных ССО, рассчитанные по приведенным ранее соотношениям.

2.2.3. Параметры круговых кратных ССО

N	$n_{пс}$	m	h, км	i, град	$T_{др}$, с	$L_{сут}$, км	$L_{мв}$, км	c_0, км
1	14	0	897	99,0	6171	0	2863	2863
	15	0	570	97,7	5760	0	2672	2672
2	14	0	897	99,0	6171	0	2863	2863
		1	729	98,3	5959	1382	2764	1382
	15	0	570	97,7	5760	0	2672	2672
		1	420	97,1	5574	1293	2585	1293
3	14	0	897	99,0	6171	0	2863	2863
		1	784	98,5	6028	932	2796	932
		2	675	98,1	5891	1822	2732	911
	15	0	570	97,7	5760	0	2672	2672
		1	469	97,3	5635	871	2614	871
		2	372	96,9	5515	1705	2558	853
4	14	0	897	99,0	6171	0	2863	2863
		1	812	98,6	6063	703	2812	703
		2	729	98,3	5959	1382	2764	1382
		3	649	98,0	5858	2038	2717	679
	15	0	570	97,7	5760	0	2672	2672
		1	494	97,4	5666	657	2628	657
		2	420	97,1	5574	1293	2585	1293
		3	384	96,8	5486	1908	2544	636
5	14	0	897	99,0	6171	0	2863	2863
		1	829	98,7	6085	564	2822	564
		2	762	98,4	6000	1113	2783	557
		3	697	98,2	5918	1647	2745	549
		4	633	97,9	5838	2166	2708	542
	15	0	570	97,7	5760	0	2672	2672
		1	509	97,4	5684	527	2637	527
		2	450	97,2	5610	1041	2602	521
		3	391	97,0	5538	1541	2569	514
		4	334	96,8	5468	2029	2536	507

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Под суточным смещением (сдвигом) трассы понимают расстояние по экватору между восходящими узлами первого и ($n_{пс}$ + 1) витков эффективных суток. Суточный сдвиг трассы появляется в том случае, когда орбита имеет не односуточную кратность, т.е. если у орбиты $m \neq 0$. В линейной мере суточный сдвиг равен

$$L_{сут} = \frac{m}{N} T_{др} \omega^* R_e = \frac{m}{N} \frac{T_{др}}{T_{сс}} 2\pi R_e. \quad (2.2.119)$$

Учитывая соотношение (2.2.111) для кратных ССО, из (2.2.119) получим:

$$L_{сут} = \frac{m}{n} 2\pi R_e = \frac{m}{n_{пс} N + m} 2\pi R_e = \frac{m/N}{n_{пс} + m/N} 2\pi R_e. \quad (2.2.120)$$

Для кратных ССО межвитковое расстояние на экваторе в линейной мере можно записать в виде

$$L_{мб} = \frac{2\pi}{T_{CC}} T_{др} R_e = \frac{N}{n} 2\pi R_e = \frac{1}{n_{пс} + m/N} 2\pi R_e. \quad (2.2.121)$$

Величины $L_{сут}$ и $L_{мв}$ приведены в табл. 2.2.3. Сравнивая выражение (2.2.120) и (2.2.121), получаем $\frac{L_{мв}}{L_{сут}} = \frac{N}{m}$, $m \neq 0$ или

$$L_{сут} N = L_{мв} m. \quad (2.2.122)$$

Выражение (2.2.122) позволяет сформулировать еще одно определение кратности орбиты (N, m) теперь уже в терминах, связанных с трассой КА: на m межвитковых расстояниях укладываются точно N суточных сдвигов. Данное определение не используется для $m = 0$, так как при $m = 0$ суточный сдвиг отсутствует, — это орбита односуточной кратности.

В ходе полета КА восходящие узлы орбиты, смещая каждый виток к западу на величину межвиткового расстояния, образуют на экваторе Земли сетку восходящих узлов. В любой момент времени она характеризуется максимальным расстоянием между соседними узлами c_t, которое называют межтрассовым расстоянием, реализовавшимся за время полета t. Величина $c_t = f(t)$ характеризует динамику покрытия земной поверхности сеткой трасс во времени. Она является функцией невозрастающей, дискретно изменяющей свои значения с ростом числа витков. Сетка восходящих узлов ССО кратности (N, m) через N суток полета становится равномерной, причем за период кратности на любой суточный сдвиг трассы, межвитковое расстояние и весь экватор попадают m, N и n восходящих узлов орбиты соответственно. Расстояние между любыми двумя соседними узлами, т.е. межтрассовое расстояние, реализовавшееся за период кратности N, равно

$$c_0 = \frac{L_{сут}}{m} = \frac{L_{мв}}{N} = \frac{2\pi R_e}{n} = \frac{2\pi R_e}{n_{пс} N + m}. \quad (2.2.123)$$

Данное расстояние не меняется с увеличением времени полета $t > N$. Значения c_0, округленные до целого, для некоторых кратностей класса $n_{пс}$ = 14; 15 приведены в табл. 2.2.3 и 2.2.4. Для текущего межтрассового расстояния выполняется неравенство $c_t \geq c_0$. Изменение величины нормированного расстояния в зависимости от времени полета для круговой ССО кратности (11, 2) представлено на рис. 2.2.41.

Величина c_0 используется при оценке возможности полного периодического глобального (или зонального) покрытия наблю-

2.2.4. Значения межтрассового расстояния c_0 при $n_{пс}$ =14

N	m								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
2	1 382								
3	932	911							
4	703	1 382	679						
5	564	557	549	542					
6	471	932	1 382	911	450				
7	405	401	397	393	389	385			
8	355	703	348	1 382	343	679	337		
9	316	313	932	308	306	911	301	299	
10	284	564	280	557	1 382	549	273	542	269
11	259	257	255	254	252	250	249	247	246
12	237	471	703	932	232	1 382	229	911	679
13	219	218	217	215	214	213	212	211	210
14	203	405	201	401	199	397	1 382	393	196
15	190	189	564	187	932	557	185	184	549

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

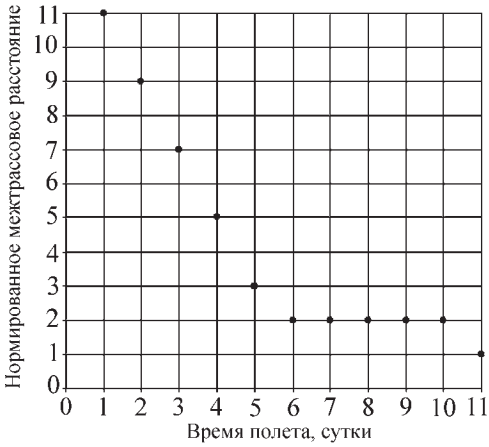


Рис. 2.2.41. Изменение величины межтрассового расстояния в зависимости от времени полета для ССО кратности (11, 2)

даемых территорий *полосами обзора* (или полосами захвата) целевой аппаратуры КА на кратной орбите.

Глобальное покрытие предполагает возможность наблюдения территорий, расположеных на любой широте, в отличие от зонального, обеспечивающего наблюдение заданного широтного пояса Земли. Полное покрытие возникает при полном, без разрывов, заполнении наблюдаемого широтного пояса Земли полосами обзора (захвата) аппаратуры КА. Периодичность полного покрытия означает, что возникает оно через определенный промежуток времени в отличие от непрерывного покрытия, обеспечивающего наблюдение в любой момент времени.

Периодичность покрытия зависит от кратности орбиты, широты места наблюдения и размера полосы обзора (захвата) b. Для определенности будем говорить о полосах покрытия, так как фактически имеет значение только то, что покрытие поверхности производится полосами, имеющими некоторую заданную ширину.

Если надо обеспечить за период кратности возможность наблюдения всех точек заданного широтного пояса Земли, то в качестве полос покрытия рассматривают полосы захвата. Если надо обеспечить за период кратности возможность наблюдения любой точки заданного широтного пояса Земли, то в качестве полос покрытия рассматривают полосы обзора аппаратуры КА. Ширину полосы покрытия, измеряемую по экватору, обозначим $b_э \approx b / \sin i$.

Говоря о покрытии, различают два случая:

1. Наблюдение территорий в видимом диапазоне спектра только на восходящих или нисходящих ветвях орбиты в соответствии с требованием освещенности точек наблюдения Солнцем;

2. Наблюдение территорий и на восходящих, и на нисходящих ветвях орбиты в том случае, когда целевая аппаратура КА не требует освещенности районов съемки Солнцем.

Здесь рассматривается только первый случай.

Для ССО любой кратности ($n_{пс}$, N, m) можно найти полосу обзора $b_э$, обеспечивающую полное покрытие экватора, и наоборот, для любой полосы $b_э$ можно найти кратную ССО полного покрытия. Для того, чтобы ССО кратности (N; m) была орбитой полного покрытия, необходимо и достаточно, чтобы ширина полосы обзора $b_э$ удовлетворяла условию:

$$b_э \ge c_0, \text{ или } \bar{b}_э \ge 1, \qquad (2.2.124)$$

где $\bar{b}_э = \dfrac{mb_э}{L_{сут}} = \dfrac{nb_э}{2\pi R_e} = \dfrac{b_э}{c}$ — нормированная ширина полосы покрытия [5].

Выполнение условия (2.2.124) приведет к тому, что полное покрытие будет осуществлено за время, не превосходящее период кратности N. При этом, возможно, соседние полосы обзора перекроются, в результате чего некоторые участки экватора будут просматриваться два или более раз, т.е. частота просмотра экватора больше единицы. Из (2.2.124) следует, что для любого $b_э \ge c_0$ можно найти такой период кратности N^*, что все орбиты за период кратности $N > N^*$ обеспечат сплошное покрытие экватора Земли:

$$N^* = \frac{m}{n_{пс}}\left(\frac{2\pi R_e}{mb_э} - 1\right), \; N \ge N^*. \qquad (2.2.125)$$

Минимальный период кратности N^* орбит полного покрытия в зависимости от ширины полосы обзора иллюстрируется на рис. 2.2.42. Значения m в (2.2.125) целые, взаимно простые с N^* и удовлетворяют неравенству $m \le N^* - 1$. Из (2.2.125) следует, что

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

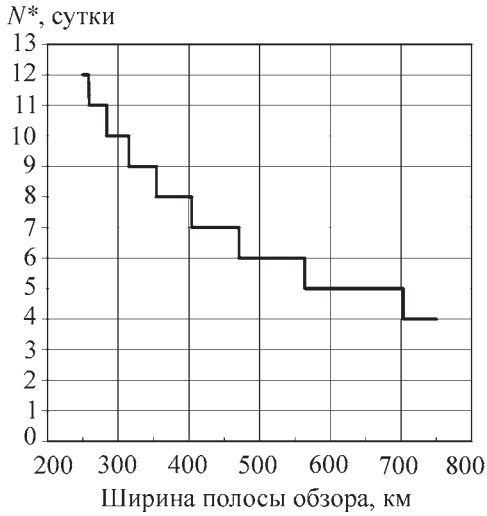


Рис. 2.2.42. Минимальный период кратности N^* орбит полного покрытия в зависимости от ширины полосы обзора: $m = 1$, $n_{пс} = 14$

орбиты с более высоким периодом кратности N для обеспечения полного покрытия требуют меньшей ширины полосы обзора $b_э$. При заданном периоде кратности N уменьшение требуемой ширины полосы обзора $b_э$ достигается переходом к орбитам с более высоким значением m. Повышение разрешения целевой аппаратуры КА, сопровождающееся уменьшением полосы покрытия, неизбежно приводит к возрастанию периода кратности, требуемого для получения полного покрытия.

Время $T_{пок}$, по прошествии которого экватор Земли будет полностью покрыт полосами покрытия аппаратуры КА, называют временем полного покрытия экватора. При нормированной ширине полосы $\bar{b}_э < 1$ полного покрытия экватора на данной орбите не будет, при $\bar{b}_э = 1$ время полного покрытия равно периоду кратности N. При $\bar{b}_э > 1$ соседние полосы начнут перекрываться и появятся участки с более высокой, чем одноразовая, частотой покрытия. При достаточной ширине полосы, в некоторой момент времени полета $t < N$, текущее межтрассовое расстояние может стать меньше $b_э$. Следовательно, в момент t, еще до завершения периода кратности наступит полное покрытие.

Условие наступления полного покрытия — выполнение неравенства $b_э \geq c_t$ или при нормировании $b_э$ и c_t величиной c_0 неравенства

$$\bar{b}_э \geq \bar{c}_t. \qquad (2.2.126)$$

При этом величина $\bar{b}_э$ будет равна частоте покрытия, реализовавшегося за период кратности N. Величина c_t после первых суток полета равна межвитковому расстоянию, и поэтому $\bar{c}_t = \frac{L_{мв}}{c_0} = N$. После N суток полета $c_t = c_0$ и $\bar{c}_t = 1$. Таким образом, и время полета, и нормированное межтрассовое расстояние меняются в диапазоне от 1 до N (рис. 2.2.41), что очень удобно при анализе полноты покрытия. График $\bar{c}_t = f(t)$ не зависит от класса орбиты $n_{пс}$, при $m = 1$ точки этого графика ложатся на прямую линию, графики $\bar{c}_t = f(t)$ при $m = k$ ($k \neq 0$) и $m = (N - k)$ совпадают.

Из рис. 2.2.41 следует, что для орбиты кратности, например (11, 2), через пять суток полета $\bar{c}_t = 3$. Поэтому, если КА расположен на 15-витковой орбите, что при кратности (11, 2) определяет орбиты высотой 515 км с $c_0 = 240$ км, и на нем установлена аппаратура с шириной полосы покрытия $b_э = 740$ км, что определяет нормированную полосу покрытия $\bar{b}_э = \frac{740}{240} \approx 3{,}1$, то через пять суток будет выполнено неравенство $\bar{b}_э \geq \bar{c}_t$ и наступит полное покрытие. За период кратности 11 суток будет обеспечено не менее чем трехразовое ($\bar{b}_э > 3$) покрытие экватора полосами покрытия бортовой аппаратуры.

Минимальное время полного покрытия для КА, оснащенного аппаратурой, требующей освещенности наблюдаемой поверхности, равно одним суткам и реализуется оно при ширине полосы покрытия, равной межвитковому расстоянию. На практике, однако, $b_э < L_{мв}$, поэтому минимальная продолжительность полного покрытия равна двум суткам. Требуемая нормированная ширина полосы покрытия при этом [5]:

$$\bar{b}_э = \frac{N}{2} + \left| m - \frac{N}{2} \right|.$$

Минимальное значение нормированной ширины полосы покрытия, обеспечивающей время полного покрытия, равное двум суткам, достигается при $m = N/2$, если N — чет-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ное, и $m = [N/2] + 1$, если N — нечетное (здесь [...] — целая часть числа).

Рассмотрим круговую ССО, например, кратности (14, 5, 1). Это 14-витковая орбита пятисуточного периода кратности порядка $m = 1$ (т.е. с числом витков в периоде кратности $n = 14 \cdot 5 + 1 = 71$) высотой 829 км и $c_0 = \frac{2\pi R_e}{71} = 564$ км (табл. 2.2.3). Полное покрытие за двое суток достигается при относительной ширине полосы покрытия, равной $\bar{b}_э = \frac{5}{2} + \left|1 - \frac{5}{2}\right| = 4$, что дает линейный размер полосы $b_э = 4 \cdot 564 = 2\,256$ км. Уменьшения ширины полосы покрытия при сохранении двухсуточного полного покрытия на орбите с пятисуточным периодом кратности можно достичь переходом к орбите порядка $m = [5/2] + 1 = 3$. При этом требуемая относительная ширина полосы будет равна $\bar{b}_э = 5/2 + |3 - 5/2| = 3$. Орбита кратности (14, 5, 3) имеет высоту 697 км, $c_0 = 549$ км и потребную ширину полосы, равную $b_э = 3 \cdot 549 = 1\,647$ км. Это наименьший размер полосы в указанных условиях.

Повышение оперативности наблюдения можно достигнуть в орбитальных спутниковых системах за счет использования нескольких КА.

2.2.5.5. Околокруговые орбиты со стабильным высотным профилем

Третья зональная гармоника J_3 модели гравитационного поля Земли имеет порядок $\sim(10^{-3}\ J_2)$ и поэтому амплитуда короткопериодических возмущений от этой гармоники очень мала. Однако долгопериодические вариации эксцентриситета при его малых значениях (т.е. на околокруговых орбитах) приводят к возмущениям с амлитудами, сравнимыми с аналогичными возмущениями от J_2.

Осредненные уравнения для скорости изменения эксцентриситета и аргумента перигея, учитывающие влияние второй и третьей зональных гармоник имеют вид [4]:

$$\frac{de}{dt} = -\frac{3}{2}\frac{J_3\omega}{(1-e^2)^2}\left(\frac{R_e}{a}\right)\sin i\left(1 - \frac{5}{4}\sin^2 i\right)\cos\omega_\pi; \qquad (2.2.127)$$

$$\frac{d\omega_\pi}{dt} = \frac{3J_2\omega}{(1-e^2)^2}\left(\frac{R_e}{a}\right)\left(1 - \frac{5}{4}\sin^2 i\right)F, \qquad (2.2.128)$$

где

$$F = 1 + \frac{J_3}{2J_2(1-e^2)}\left(\frac{R_e}{a}\right)\left(\frac{\sin^2 i - e^2\cos i}{\sin i}\right)\frac{\sin\omega}{e}. \qquad (2.2.129)$$

Производная de/dt не зависит от J_2, а на $d\omega_\pi/dt$ влияют две гармоники J_2 и J_3. Оба уравнения содержат множитель $\left(1 - \frac{5}{4}\sin^2 i\right)$, который равен нулю в случае критического наклонения $i \approx 63{,}4°$ или $i \approx 116{,}6°$, при котором возмущения обоих элементов e и ω_π от этих гармоник отсутствуют. При заданных значениях большой полуоси a и наклонения, изменение эксцентриситета может быть устранено выбором $\omega_\pi = 90°$ или $\omega_\pi = 270°$. При этом прецессия аргумента перигея при $F = 0$ будет отсутствовать. Приближенное значение эксцентриситета, соответствующее этому условию:

$$e \cong -\frac{J_3}{2J_2}\left(\frac{R_e}{a}\right)\sin i. \qquad (2.2.130)$$

Оно является малой величиной, имеющей порядок $\sim 10^{-3}$ и уравнивающей влияние гармоник J_2 и J_3 при наклонении орбиты, отличающемся от критического. Точное значение эксцентриситета может быть найдено решением уравнения $F = 0$.

Рассмотренные орбиты — орбиты со стабильным высотным профилем, поскольку их высота над поверхностью сжатой Земли при пролете одних и тех же районов остается приблизительно постоянной (в англоязычной литературе используется термин frozen orbit — «замороженная орбита»).

2.2.5.6. Критическое наклонение и орбиты типа «Молния»

Для орбиты КА, имеющей критическое наклонение $i = 63{,}4°$ или $i = 116{,}6°$ [1] положение линии апсид при учете в возмущенном движении только сжатия Земли остается неизменным. Данное обстоятельство послужило основой выбора целого класса эллиптических орбит, в первую очередь, для космической связи. Для эллиптических ор-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

бит с относительно высокими значениями эксцентриситета $e > \sim 0{,}4...0{,}5$ время полета в окрестности апоцентра существенно превышает время полета в окрестности перицентра.

Выбором его положения в полушарии Земли, противоположном области связи, можно обеспечить преимущественное по времени пребывание КА в полушарии, для которого обеспечивается связь. Для Северного полушария наилучшим положением перицентра будет $\omega_\pi = -90°$ (для Южного — $\omega_\pi = +90°$). При этом период орбиты может быть выбран из условия повторения трассы.

Первый в мире КА на такой орбите, названный «Молния», был запущен в СССР в 1965 г. [1]. Он имел период орбиты ~ 12 ч, высоту перигея $h_\pi \cong 500$ км и эксцентриситет ~ 0,76. Пример трассы полета такого КА с указанием маркерами времени полета от перицентра показан на рис. 2.2.43.

Подобные орбиты с периодом ~24 ч называют «Тундра».

Поле обзора наблюдателя на поверхности Земли в случае круговой орбиты представляет собой сферический сегмент, для эллиптических орбит в силу переменности высоты полета КА — некоторую выпуклую фигуру на поверхности сферы, описывающую границы для подспутниковых точек, при которых обеспечивается видимость КА. Для орбит типа «Молния» ($\omega_\pi = \pm 90°$) имеется симметрия относительно плоскости, проходящей через ось вращения Земли и линию апсид, поэтому высота КА на восходящей и нисходящей ветвях орбиты может однозначно определяться широтой $h = f(\varphi)$. Для расчета координат поля обзора наблюдателя с минимальным углом возвышения α используется итеративный алгоритм, основанный на определении граничных точек в заданном азимутом Ψ направлении (п. 2.2.4.5). Пусть известны координаты наблюдателя (λ_A, φ_A). Тогда

1. На первой итерации полагается $\varphi_B \approx \varphi_A$.

2. Определяется высота подспутниковой точки $h = f(\varphi_B)$.

3. Находится максимальный геоцентрический угол от наблюдателя для высоты h:

$$\Theta = \arccos\left(\frac{R_e}{R_e + h}\cos\alpha\right) - \alpha. \quad (2.2.131)$$

4. Рассчитываются географические координаты граничной точки B (λ_B, φ_B) по соотношениям (2.2.92).

Вычисления с 1 по 4 выполняются до сходимости результатов по φ_B с требуемой

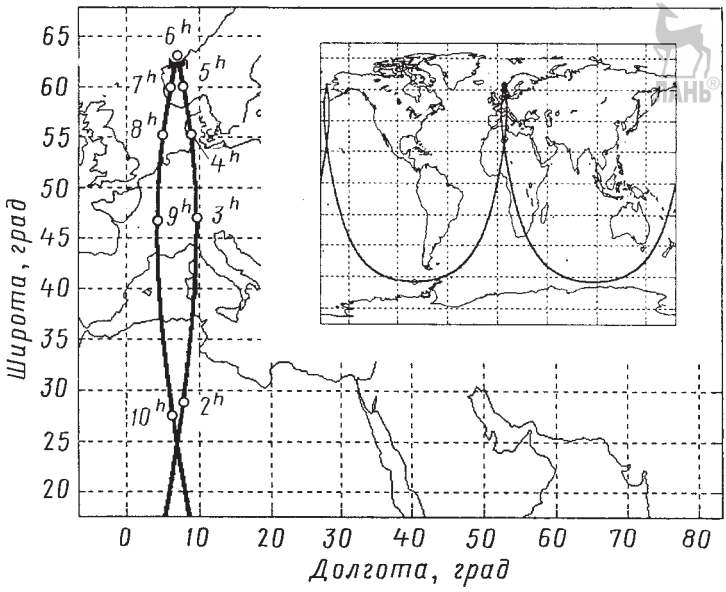


Рис. 2.2.43. Трасса спутника «Молния»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

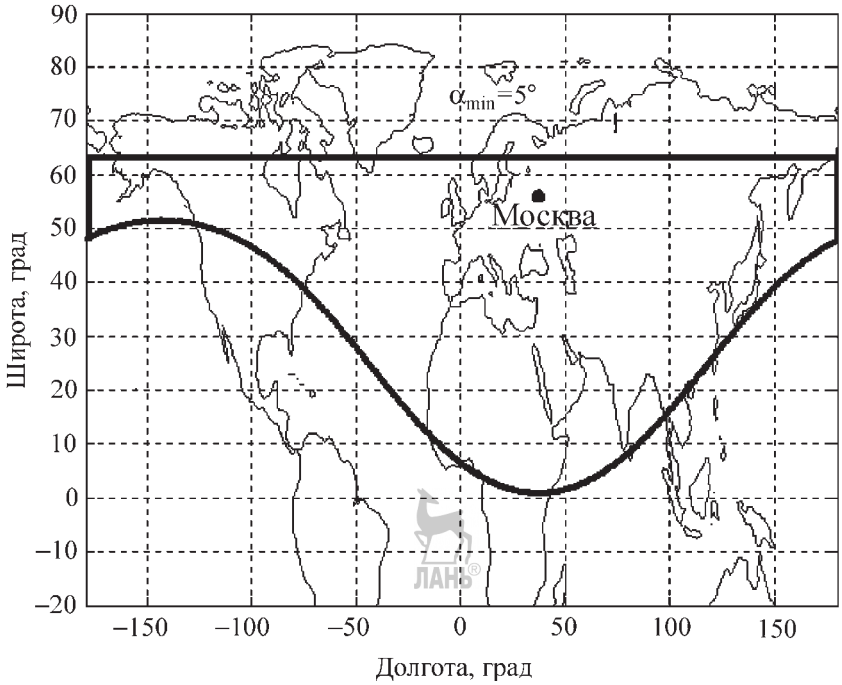


Рис. 2.2.44. Поле обзора для орбиты «Молния»

точностью (расчеты показывают, что за три-четыре итерации достигается точность по λ_B, $\varphi_B \sim 0{,}1°$). Пример поля обзора для наблюдателя в Москве ($\alpha = 5°$) показан на рис. 2.2.44.

Основные возмущения в элементы орбиты «Молния» вносят полярное и экваториальное сжатие Земли, гравитационные поля Луны и Солнца, а также атмосфера Земли при высотах перигея ниже ~500...700 км [2, 6]. Сжатие Земли вызывает прецессию долготы восходящего узла орбиты со скоростью $\dot{\Omega}_{ву} \approx -43\,°/\text{год}$. Притяжение Луны и Солнца приводит к отклонениям этой скорости $\Delta\dot{\Omega}_{ву} \approx \pm 10\,°/\text{год}$, зависящим от положения плоскости орбиты в инерциальном пространстве. На отклонения в орбитальном периоде и, соответственно, в трассе полета, в первую очередь, влияет секториальная гармоника разложения гравитационного поля с индексом (2,2). Она связана с экваториальным сжатием Земли и приводит к периодическим колебаниям географической долготы восходящего узла относительно так называемых точек устойчивого равновесия, которые имеют долготы $\lambda = 68°$ в.д. и 112° з.д. Эти точки удовлетворяют условию устойчивого равновесия с резонансными возмущающими силами (имеются также две точки неустойчивого равновесия с долготами $\lambda = 158°$ в.д. и $\lambda = 22°$ з.д.).

Влияние притяжения Луны и Солнца приводит к долгопериодическим возмущениям эксцентриситета орбиты, которые описываются приближенным уравнением [6]:

$$e(t) = e_0 + 0{,}02(\cos\Omega - \cos\Omega_0), \qquad (2.2.132)$$

где Ω — инерциальная долгота восходящего узла, а индекс «0» относится к начальным значениям. Уравнение имеет амплитуду 0,02 и период ~7 лет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А.** Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

2. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А.** Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

3. **Основы** теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

4. **Vallado D.A.** Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 2-nd Ed. Microcosm Press & Kluwer Academik Publ., 2001. 958 p.

5. **Чернов А.А., Чернявский Г.М.** Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. М.: Радио и связь, 2004. 199 с.

6. **Chao C.-C.G.** Applied Orbit Perturbation and Maintenance, Reston, Virginia. AIAA, Inc., 2005. 264 p.

Глава 2.3

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

2.3.1. ПОНЯТИЕ КОСМИЧЕСКОГО ПЕРЕЛЕТА. ПЕРЕЛЕТ С КОНЕЧНОЙ ТЯГОЙ, ИМПУЛЬСНЫЙ ПЕРЕЛЕТ

Космическим перелетом между орбитами или маневром КА называют целенаправленное, управляемое изменение параметров движения КА, в результате которого КА перемещается с начальной траектории свободного движения в космическом пространстве (с начальной орбиты) на некоторую другую конечную траекторию (конечную орбиту).

Начальную и конечную орбиты КА называют *исходными* или *заданными* орбитами. Траекторию, связывающую исходные орбиты, называют *траекторией перелета*.

Маневр космического перелета обычно осуществляется с помощью ракетной ДУ, при включении которой создается дополнительная сила — сила тяги (см. п. 2.3.2), меняющая в соответствии с уравнением Мещерского скорость и положение КА по отношению к свободному пассивному движению. Участок полета с работающим двигателем, с наличием силы тяги называют *активным* участком.

Число включений двигателя, моменты этих включений, направление вектора тяги и продолжительность работы двигателя при каждом активном участке определяют управление при перелете. Тяга двигателя ограничена, поэтому перелет с таким управлением называют перелетом с конечной или ограниченной тягой.

В случае использования *жидкостного ракетного двигателя* (*ЖРД*) или *ракетного двигателя твердого топлива* (*РДТТ*) продолжительность работы двигателя при космических маневрах, изменение радиус-вектора КА и длина дуги траектории, где работает двигатель, обычно очень малы. При этом основное действие двигателя при его работе сказывается на изменении вектора скорости и массы КА. Поэтому часто для анализа перелета используют идеализированную модель управления, в которой тяга неограниченно велика при ограничении сообщаемой характеристической скорости (см. п. 2.3.2).

В данном предельном случае работа двигателя на одном активном участке происходит в неизменной точке пространства, радиус-вектор КА постоянен, а мгновенное изменение вектора скорости и массы КА происходит в соответствии с формулой Циолковского (см. п. 2.3.2). При этом активный участок моделируется точкой. Такое мгновенное изменение вектора скорости КА называют импульсом скорости. При перелете космическому аппарату обычно сообщается несколько импульсов скорости, а весь перелет в таком случае называют импульсным. Управление при импульсном перелете — число сообщаемых импульсов скорости, моменты их приложений, векторы импульсов скорости (или их величины и единичные векторы, определяющие их ориентацию).

При использовании для космического перелета электрореактивного двигателя обычно сообщаемое тягой ускорение очень мало. Поэтому такие перелеты часто называют перелетами с малой тягой.

В современных космических перелетах, особенно в межпланетных перелетах, кроме включений двигателя часто используются так называемые гравитационные маневры, впервые предложенные и исследованные советским ученым Ф.А. Цандером в 20-х годах XX века [1]. В этом случае некоторое изменение параметров движения КА осуществляется с помощью специально организованного близкого пролета около внешнего небесного тела и вызываемого этим пассивного гравитационного возмущения. В этом случае управление — момент и параметры пролета КА у небесного тела, например, координаты точки пролета в картинной плоскости, проходящей через центр масс этого тела перпендикулярно относительной скорости КА при подлете к телу, обычно «на бесконечности» от него или на некотором большом расстоянии, например, на границе его сферы действия.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Возможны и некоторые другие воздействия для организации перелета КА. Например, при движении КА вблизи планеты с атмосферой для управления могут быть использованы аэродинамические силы, возникающие при движении в атмосфере. Сейчас прорабатываются проекты полетов с использованием солнечного давления для управления движением КА.

Обычно перелет между заданными орбитами может быть осуществлен различными способами. В этом случае рассматривается задача поиска оптимальной траектории перелета, т.е. оптимального выбора управляющих параметров перелета. Чаще всего при этом решается задача максимизации конечной массы КА при выполнении граничных условий на параметры исходных орбит, а также ограничений на траекторию перелета, определяемых конкретным проектом КА. Так, общим ограничением для перелетов вблизи планеты является ограничение на расстояние до ее центра, чтобы траектория КА прошла выше ее поверхности. Возможны и другие критерии оптимизации. В анализе проблемы предотвращения столкновения опасного астероида с Землей ударно-кинетическим воздействием КА при оптимизации перелета может определяться траектория КА, использование которой обеспечивает максимум отклонения астероида от Земли после воздействия КА.

Примеры перелетов КА

1. *Перелет* (переход) *между орбитами* в сфере действия планеты. Часто под этим понимается общий, произвольный способ задания начальных и конечных условий на параметры движения КА. Иногда под перелетом между орбитами понимается случай задания первых пяти элементов орбит (определяющих размер, форму и пространственную ориентацию орбит, например, a, e, Ω, i, ω, см. п. 2.2.1) без ограничения положения КА на орбитах. Если в начале или в конце перелета задаются точки радиус-вектором и вектором скорости, то перелет называют перелетом из точки (или перелетом в точку). Аналогично, если и в начале, и в конце перелета задаются точки — радиус-векторами и векторами скорости, то иногда такой перелет называют перелетом из точки в точку.

2. *Разгон* КА для полета к другой планете, т.е. перелет с круговой или эллиптической орбиты спутника планеты на гиперболическую орбиту с заданным вектором скорости «на бесконечности», т.е. предельную скорость на бесконечно большом расстоянии от планеты.

3. *Захват* КА при прилете с другой планеты, т.е. перелет с гиперболической орбиты на орбиту спутника планеты или на орбиту с заданным значением высоты условного перицентра для входа в атмосферу планеты.

4. *Встреча* одного КА с другим, например, с космической станцией.

5. *Облет* планеты, т.е. перелет между гиперболическими орбитами подлета к планете и отлета от нее.

6. *Межпланетные перелеты*.

7. *Лунно-Земные перелеты*, в частности,

– перелет с орбиты ожидания у Земли на орбиту спутника или поверхность Луны;

– перелет с орбиты спутника или поверхности Луны к Земле;

– перелет с орбиты ожидания у Земли к Луне для ее облета и возвращения к Земле;

– перелет с орбиты ожидания у Земли к Луне для ее облета и дальнейшего полета к другой планете.

8. *Коррекционные маневры*. В этом случае исправляются ошибки работы двигателя выведения КА на траекторию космического полета, ошибки предыдущих коррекций и определения орбиты по результатам траекторных измерений.

9. Маневры «*Поддержание орбиты*». Они возникают при управлении движением долго функционирующих КА. Это имеет место, например, при обеспечении рабочих параметров долговременных околоземных орбитальных станций (Салют, Мир, МКС), КА связи типа «Молния», КА на геостационарной орбите ГСО, в СС связи и навигации, в современных системах связки нескольких близких спутников, называемых в иностранной литературе «Formation flying». Для поддержания орбит часто применяют обычные методы маневров, например, двухимпульсные маневры Гомана–Цандера [1, 2], см. п. 2.3.3–2.3.8. Для данной задачи применяют и некоторые специальные методы маневрирования [3–5].

В настоящее время космические маневры выполняются, в основном, с помощью ракетных двигателей, создающих реактивную тягу. Поэтому сначала рассмотрим вопрос определения реактивной тяги и формулу Циолковского, определяющую расход массы при действии тяги.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Цандер Ф.А.** Перелеты на другие планеты (Теория межпланетных путешествий) // Пионеры ракетной техники: Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды. М.: Наука, 1964. С. 277–359.

2. **Hohman W.** Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München, 1925 // Пионеры ракетной техники: Гансвинд. Годдард. Эсно-Пельтри. Оберт. Гоман. Избранные труды. М.: Наука, 1977. С. 526–607.

3. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А.** Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.

4. **Penin L.F., Bastante J.C., Cano J.L.** Formation Flying Mission Analysis for Proba-3 // 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 24–28 September 2007. Paper IAC-07-C1.7.02. 7 p.

5. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** О применении гравитационного воздействия на астероид Apophis для коррекции его орбиты // Докл. РАН. 2009. Т. 424, № 5. С. 621–626.

2.3.2. РЕАКТИВНАЯ СИЛА. ФОРМУЛА ЦИОЛКОВСКОГО

В природе распространено проявление реактивной силы как силы реакции (отдачи) при отделении с некоторой скоростью вещества от основного тела (отдача при стрельбе, реакция вытекающей струи, в частности — при движении ракеты, эффект реакции при истечении струй, «джетов» из ядра кометы и т.д.). Это реактивное действие происходит в направлении, противоположном скорости отделения вещества относительно тела. Аналогично, силовой эффект возникает при присоединении к телу вещества, приближающегося к нему с некоторой скоростью. В данном случае это воздействие оказывается в направлении относительной скорости подлета присоединяемого вещества.

Общая теория движения точки переменной массы дана впервые И.В. Мещерским (1897 г.), затем развита в работах T. Levi-Civita, А.А. Космодемьянского и др.

Рассмотрим воздействие реактивной силы применительно к движению ракеты, имеющей *ракетный двигатель* (*РД*) и рабочее тело. В современной космонавтике применяют разные типы двигателей. Химические РД (ЖРД, РДТТ, гибридные РД) используют камеру, где топливо превращается в высокотемпературный газ, разгоняемый затем путем термодинамического расширения и вытекающий через сопло РД. В газовых РД рабочим телом является газ. Возможны различные *электрореактивные ДУ (ЭРДУ*), например, с превращением рабочего тела в ионы или плазму, с их дальнейшим разгоном в электростатическом или электромагнитном поле и истечением струи.

Масса m такого тела, ракеты, меняется со временем t вследствие непрерывного истечения частиц («рабочего вещества», «рабочего тела») со скоростью $\boldsymbol{c}$ относительно основного тела. В процессе такого истечения из тела частиц возникает дополнительная (к внешним силам $\boldsymbol{F}_i$) реактивная сила, действующая на данную ракету. Эта реактивная сила $\boldsymbol{P}_r$ равна произведению относительной скорости $\boldsymbol{c}$ истечения частиц на секундное изменение массы тела dm/dt:

$$\boldsymbol{P}_r = \boldsymbol{c}dm/dt.$$

Данная формула справедлива и в случае присоединения частиц к телу, тогда $\boldsymbol{c}$ — относительная скорость присоединяемых частиц, масса тела $m(t)$ возрастает, $dm/dt > 0$, реактивная сила направлена по скорости $\boldsymbol{c}$ частиц.

При работе обычного РД, на «активном» участке движения ракеты ее масса $m(t)$ убывает за счет расхода рабочего тела и истечения струи из сопла, например, как в химических ракетных двигателях РД, за счет сгорания топлива в камере двигателя и истечения газов — продуктов сгорания. При этом $dm/dt = -m_s < 0$, m_s ($m_s > 0$) — секундный расход топлива, рабочего тела. В данном случае реактивная сила будет направлена противоположно скорости истечения из сопла двигателя $\boldsymbol{c}$. При определении полной силы, действующей на ракету за счет работы РД, кроме реактивной тяги $\boldsymbol{P}_r$ обычно учитывается и давление вытекающих продуктов сгорания на срезе сопла, а также для случая движения в атмосфере статическое атмосферное давление на внешнюю поверхность ракеты. Тогда полная сила тяги ракетного двигателя запишется в виде

$$\boldsymbol{P} = \boldsymbol{c}\, dm/dt + S_a(p_a - p_h)\boldsymbol{e}_x,$$

здесь S_a — площадь выходного сечения сопла РД; p_a — давление вытекающих из сопла газов; p_h — внешнее статическое атмо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сферное давление на текущей высоте h; $\boldsymbol{e_x} = -\boldsymbol{e_c} = -\mathbf{c}/|\mathbf{c}|$ — единичный вектор по внутренней нормали к плоскости выходного сечения сопла РД.

На поверхности Земли, на уровне моря $p_h = p_0$, $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{P}_0$; а при движении в пустоте $p_h = 0$, $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{P}_\infty$:

$$\boldsymbol{P}_0 = \boldsymbol{c}\, dm/dt + S_a\ (p_a - p_0)\boldsymbol{e_x};$$
$$\boldsymbol{P}_\infty = \boldsymbol{c}\, dm/dt + S_a p_a \boldsymbol{e_x}.$$

Следовательно, тяга в вакууме больше, чем на поверхности Земли:

$$P_\infty - P_0 = S_a p_0 \boldsymbol{e_x}.$$

Для ЖРД давление на срезе сопла p_a, зависящее от степени расширения потока газов РД, достигает значения $p_a \approx 4...6$ Н/см^2 для первых ступеней ракеты, $p_a \approx 0{,}1...0{,}5$ Н/см^2 для вторых-третьих и орбитальных ступеней.

Важнейшей характеристикой эффективности РД является его ***удельная тяга*** — отношение тяги к весовому секундному расходу топлива $G_s = g_0 m_s$ ($g_0 = 9{,}81$ м/с^2):

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_s} = \frac{c}{g_0} + \frac{S_a(p_a - p_h)}{g_0 m_s},$$

где размерность $[P_{\text{уд}}] = $ с. Аналогично тяге вводятся «пустотная» удельная тяга (в вакууме) $P_{\text{уд}\,\infty}$ и «земная» удельная тяга (на уровне моря) $P_{\text{уд}\,0}$:

$$P_{\text{уд}\,\infty} = \frac{P_\infty}{G_s} = \frac{c}{g_0} + \frac{S_a p_a}{g_0 m_s},$$
$$P_{\text{уд}\,0} = \frac{P_0}{G_s} = \frac{c}{g_0} + \frac{S_a(p_a - p_0)}{g_0 m_s} = P_{\text{уд}\,\infty} - \frac{S_a p_0}{g_0 m_s}.$$

Для РДТТ обычно используется среднее значение удельной тяги $\overline{P}_{\text{уд}}$ (за полное время работы двигателя t_a), называемое в этом случае удельным импульсом $I_{\text{уд}}$:

$$I_{\text{уд}} = \overline{P}_{\text{уд}} \equiv \frac{\int_0^{t_a} P(t)dt}{g_0 \int_0^{t_a} m_s dt}.$$

Эффективной скоростью истечения продуктов сгорания топлива ракеты называют отношение тяги $\boldsymbol{P}$ и секундного изменения массы ракеты:

$$\boldsymbol{c}_e = \frac{\boldsymbol{P}}{dm/dt} = \boldsymbol{c} + \frac{S_a(p_a - p_h)}{m_s}\boldsymbol{e}_c.$$

Данная скорость совпадает по направлению с реальной скоростью истечения и близка к ней по величине, имеет размерность м/с определяет удельную тягу $P_{\text{уд}} = c_e/g_0$.

ГОСТ 17655–72 определяет отношение величины тяги P ЖРД к секундному расходу массы m_s как удельный импульс тяги.

Удельная тяга, как и скорость истечения, определяется, в основном, теплотворной способностью топлива, а также техническим совершенством двигателя. Для современных ЖРД удельная тяга в вакууме $P_{\text{уд}\,\infty} \approx 300...460$ с. Так, нижнее значение соответствует топливу «кислород + керосин», верхнее — «кислород + водород».

Для современных РДТТ удельная тяга в вакууме $P_{\text{уд}\,\infty} \approx 250...300$ с.

Существенно более высокую скорость истечения и удельную тягу могут обеспечить ЭРДУ. В них скорость истечения достигает 50 000...250 000 м/с. Правда, создаваемая ими тяга невелика, и эти двигатели могут быть использованы лишь для межорбитальных космических перелетов.

С помощью эффективной скорости истечения сила тяги РД выражается в более простой форме $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{c_e}\, dm/dt$, аналогичной выражению для реактивной силы.

Для описания движения ракеты надо учесть кроме силы тяги двигателя внешние силы $\boldsymbol{F}_i$ (гравитационные, аэродинамические и т.д.), не включая в них давление газа струи на выходное сечение сопла и статическое атмосферное давление на РД:

$$m\frac{d\boldsymbol{V}}{dt} = \boldsymbol{P} + \sum_i \boldsymbol{F}_i = \boldsymbol{c}_e dm/dt + \sum_i \boldsymbol{F}_i,$$

где $\boldsymbol{V}$ — вектор скорости центра масс ракеты, КА (уравнение И.В. Мещерского для случая отделения частиц [1–8]).

Формула Циолковского [8] определяет изменение скорости ракеты (КА или, вообще, точки переменной массы) в зависимости от ее массы $m(t)$ в текущий момент времени t при движении в идеальной среде — в пустоте и без учета гравитации, под действием только реактивной тяги двигателя $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{c}_e dm/dt$. Далее для краткости эту эффективную скорость истечения будем обозначать через $\boldsymbol{c}$, опуская нижний индекс «e», тогда тяга будет равна $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{c}\, dm/dt$.

ЛАНЬ®

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Пусть m_0, m — начальная и текущая массы ракеты, V_0, V — начальная и текущая скорости ракеты в инерциальной системе координат. Тогда формула Циолковского в векторной форме определяет, что приращение вектора скорости ракеты антиколлинеарно скорости истечения и пропорционально величине этой скорости истечения $\boldsymbol{c}$, а также логарифму отношения начальной и текущей масс:

$$\boldsymbol{V} = \boldsymbol{V}_0 - \boldsymbol{c}\ln(m_0/m). \qquad (2.3.1)$$

Отметим, что здесь скорость ракеты не зависит от закона изменения ее массы по времени, а определяется лишь значением массы ракеты. Изменение положения ракеты для линейного закона изменения ее массы описывается уравнением:

$$\boldsymbol{r}(t) = \boldsymbol{r}_0 + \boldsymbol{V}_0 t - [(1-\alpha t)\ln(1-\alpha t) + \alpha t]\boldsymbol{c}/\alpha,$$

здесь $\boldsymbol{r}$ — радиус-вектор КА в инерциальной системе координат, коэффициент α определяется законом изменения массы $m(t) = m_0 - m_s t = m_0(1-\alpha t)$; $\alpha = m_s/m_0$.

Если на активном участке, где $P(t) > 0$, вектор ускорения силы тяжести постоянен $\boldsymbol{g}(t) = \text{const}$, то

$$\boldsymbol{V}(t) = \boldsymbol{V}_0 - \boldsymbol{c}\ln[m_0/m(t)] + \boldsymbol{g}t;$$

$$\boldsymbol{r}(t) = \boldsymbol{r}_0 + \boldsymbol{V}_0 t - [(1-\alpha t)\ln(1-\alpha t) + \alpha t]\boldsymbol{c}/\alpha + \boldsymbol{g}t^2/2.$$

Если тяга направлена вдоль скорости и имеет место прямолинейное движение, то формула Циолковского в скалярной форме определит изменение алгебраической величины скорости ракеты V от ее начального значения V_0:

$$V - V_0 = \pm c\ln(m_0/m) = \pm c\ln(1/\mu), \qquad (2.3.2)$$

где $\mu = m/m_0$ — относительная текущая масса ракеты. Знак «+» соответствует случаю, когда скорость истечения $\boldsymbol{c}$ направлена противоположно скорости ракеты, т.е. $\boldsymbol{P}/P = -\boldsymbol{c}/c = \boldsymbol{V}_0/V_0$, и имеет место разгон ракеты, $V > V_0 > 0$ или начальная скорость $V_0 = 0$. В последнем случае

$$V = c\ln(m_0/m) = c\ln(1/\mu). \qquad (2.3.3)$$

Знак «–» соответствует торможению, когда скорость истечения $\boldsymbol{c}$ направлена по вектору скорости ракеты, $\boldsymbol{P}/P = -\boldsymbol{c}/c = -\boldsymbol{V}_0/V_0$, причем $V < V_0$. В данном случае при некотором значении массы ракеты $m = m_1 \equiv m_0\exp(-V_0/c)$ получим нулевую скорость, т.е. $V = 0$. При меньшей массе ($m < m_1$) скорость будет направлена противоположно начальной скорости, тогда получим $V < 0$.

Условия применения этих формул для определения приращения скорости ракеты хорошо выполняются при движении и маневрах КА далеко от планет, где нет атмосферы и слаба гравитация, например, при коррекционных маневрах. При движении КА вблизи планет они выполняются приближенно, в этом случае необходимо учитывать поправки за счет влияния гравитации и атмосферы, если она есть, а также за счет непрямолинейности движения. В общем случае движения и управления формула (2.3.3) (или скалярная формула (2.3.2) при знаке «+») определяет *характеристическую скорость* w, сообщаемую ракете при работе двигателя:

$$w = \int_0^t \frac{P}{m}dt = c\ln(m_0/m). \qquad (2.3.4)$$

Формулы Циолковского (2.3.1)–(2.3.4) дают возможность оценить максимально возможное приращение скорости ракеты за счет работы одной ее ступени. При разгоне ракеты в конце работы ДУ, после сгорания всего топлива ступени $m_{т0}$, ракета приобретает приращение скорости $V_к - V_0 = w_к = c\ln(m_0/m_к) = c\ln(1 + m_{т0}/m_к) = -c\ln\mu_к$. Здесь $m_к$ — конечная масса ракеты, $\mu_к = m_к/m_0$ — относительная конечная масса ракеты, $m_{т0}/m_к$ — число Циолковского, определяющее совершенство ракеты.

Для многоступенчатой ракеты суммарная скорость (характеристическая скорость) определится сложением приращений скорости, сообщаемых каждой ступенью, $V_к - V_0 = w_к = -\Sigma c_i \ln\mu_{кi}$, где i — номер ступени, суммирование проводится по всем ступеням. Перед включением последующей ступени отбрасывается некоторая ненужная для дальнейшего движения масса ракеты, например, пустые топливные баки, поэтому использование многоступенчатой ракеты позволяет существенно повысить скорость ракеты и ее возможности в космическом полете по сравнению с одноступенчатым вариантом. Существует оптимальное число ступеней.

Формулы Циолковского (2.3.1)–(2.3.4) применяются также для решения обратной

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

задачи: определить необходимый расход топлива и конечную массу ракеты при сообщении ей заданной скорости. Текущая масса m при начальной массе m_0 и скорости истечения c определится сообщаемой характеристической скоростью w:

$$m = m_0 \exp(-w/c). \qquad (2.3.5)$$

Данная характеристическая скорость w включает необходимое приращение скорости $(V - V_0)$, а также, возможно, добавочную скорость, учитывающую влияние гравитации, атмосферы и т.д.

В случае полетов со скоростями, сравнимыми со скоростью света V_l (≈ 299 792 км/с), например, при полетах к звездам, необходимо учесть эффекты теории относительности. В этом случае формула (2.3.5), определяющая массу КА в зависимости от его скорости, перейдет в формулу Аккерета [9]:

$$m = m_0 \left\{ \frac{(1-\mathrm{v})(1+\mathrm{v}_0)}{(1+\mathrm{v})(1-\mathrm{v}_0)} \right\}^{\frac{V_l}{2c}}.$$

Здесь m, m_0 — текущая и начальная массы «покоя» КА соответственно; $\mathrm{v} = V/V_l$, $\mathrm{v}_0 = V_0/V_l$ — текущая и начальная скорости КА соответственно относительно скорости света V_l для «внешнего» наблюдателя. Видна недостижимость скорости света.

Формулы Циолковского (2.3.1), (2.3.2), определяющие скорость КА в зависимости от его массы, также изменятся. Скалярное выражение (2.3.2) для случая ускорения примет форму

$$\mathrm{v} = \frac{\mathrm{v}_0(1+\tilde{\mu})+1-\tilde{\mu}}{\mathrm{v}_0(1-\tilde{\mu})+1+\tilde{\mu}}, \text{ где } \tilde{\mu} = \left(\frac{m}{m_0}\right)^{\frac{2c}{V_l}}.$$

Всегда $\mathrm{v} < 1$, т.е. скорость ракеты остается меньше скорости света.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мещерский И.В.** Динамика точки переменной массы // Работы по механике тел переменной массы. 2-е изд. М.: ГИТТЛ. 1952. С. 37–188.

2. **Космодемьянский А.А.** Механика тела переменной массы // Курс теоретической механики. Ч. 2. М.: Просвещение, 1966. С. 14–120.

3. **Феодосьев В.И., Синярев Г.Б.** Введение в ракетную технику. М.: Оборонгиз. 1956. 375 с.

4. **Добронравов В.В., Никитин Н.Н., Дворников А.Л.** Курс теоретической механики. М.: Высшая школа, 1966. 624 с.

5. **Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребенников Е.А. и др.** Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / под ред. Г.Н. Дубошина. 2-е. изд. М.: Наука, 1976. 864 с.

6. **Сихарулидзе Ю.Г.** Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1982. 352 с.

7. **Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.** Основы механики космического полета: учеб. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.

8. **Циолковский К.Э.** Исследование мировых пространств реактивными приборами // Пионеры Ракетной техники. Кибальчич Н.И., Циолковский К.Э., Цандер Ф.А., Кондратюк Ю.В. Избр. тр.. М.: Наука, 1964. С. 23–258.

9. **Закиров У.Н.** Механика релятивистских космических полетов. М.: Наука, 1984. 152 с.

2.3.3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО ПЕРЕЛЕТА КА

КА с РД фактически является управляемой ракетой, и его движение — весьма сложный процесс [1, 2] (а также [3, 6] п. 2.3.2). Ниже приводится упрощенная модель космического движения КА с РД ограниченной тяги, которая позволяет выявить основные особенности и характеристики межорбитальных космических перелетов КА. Уравнения управляемого движения КА в космическом пространстве в случае произвольного гравитационного поля запишутся в следующем виде.

Пусть $OXYZ$ — невращающаяся система координат в данном физическом пространстве, например, геоцентрическая геоэкваториальная. В ней движение КА изображается вектор-функцией $\boldsymbol{r}(t)$, $\boldsymbol{V}(t)$, $m(t)$, где $\boldsymbol{r} = (x, y, z)^{\mathrm{T}}$ — радиус-вектор КА, $\boldsymbol{V} = (V_x, V_y, V_z)^{\mathrm{T}}$ — вектор скорости КА, m — его масса и t — время. Для симметрии введем время t в фазовый вектор системы $\boldsymbol{x} = (x, y, z, V_x, V_y, V_z, m, t)$. В начальный момент $t = t_0$, $\boldsymbol{r}(t_0) = \boldsymbol{r}_0$; $\boldsymbol{V}(t_0) = \boldsymbol{V}_0$; $m(t_0) = m_0$. В конечный момент $t = t_f$, $\boldsymbol{r}(t_f) = \boldsymbol{r}_f$, $\boldsymbol{V}(t_f) = \boldsymbol{V}_f$. В качестве основного варианта ниже рассматривается перелет из заданной начальной точки $\boldsymbol{x}_0 = (\boldsymbol{r}_0, \boldsymbol{V}_0, m_0, t_0)$ в конечную точку $\boldsymbol{x}_f = (\boldsymbol{r}_f, \boldsymbol{V}_f, m_f, t_f)$, где конечная масса m_f не задана.

Критерием оптимальности является максимум конечной массы $m(t_f)$ КА:

$$J = -m(t_f) \Rightarrow \min. \qquad (2.3.6)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Управление движением осуществляется с помощью создаваемой РД реактивной силы тяги:

$$\boldsymbol{P}(t) = P\boldsymbol{e_P};\ P = -cdm/dt = cm_s; \qquad (2.3.7)$$

$$|\,\boldsymbol{e_P}\,| = 1, \qquad (2.3.8)$$

где P — модуль вектора силы тяги; $\boldsymbol{e_P}$ — единичный вектор вдоль тяги; c — эффективная постоянная скорость истечения продуктов сгорания топлива в двигателе; m_s — массовый секундный расход топлива в двигателе. Расход m_s, а с ним и сила тяги P, может меняться в некоторых пределах, задающих *область управления* по тяге, которая зависит от возможностей двигательной установки. Область управления по тяге задается в виде отрезка

$$0 \le P(t) \le P_{\max} < \infty. \qquad (2.3.9)$$

Область изменения вектора $\boldsymbol{e_P}$, определяющего ориентацию тяги, зависит от возможностей системы ориентации. Предположим, что допустимы любые направления тяги. Допустимыми управляющими функциями $P(t)$, $\boldsymbol{e_P}(t)$ считаем кусочно-непрерывные функции.

Изменения фазовых координат $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$, m описываются системой дифференциальных уравнений:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d\boldsymbol{r}}{dt} = \boldsymbol{V};\\ &\frac{d\boldsymbol{V}}{dt} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{r},t) + \frac{P}{m}\boldsymbol{e_P},\\ &\frac{dm}{dt} = -\frac{P}{c}, \end{aligned}\right\} \qquad (2.3.10)$$

где $\boldsymbol{g}(r, t)$ — ускорение со стороны внешнего силового поля, обычно гравитационное. На пассивном участке полета тяга $P = 0$. Вектор управления обозначается через $u(t) = (P(t), \boldsymbol{e}_P(t))$. Текущая масса КА определится уравнениями

$$m = m_0 \exp(-w/c);\ w = \int_{t_0}^{t} \frac{P}{m}dt = \int_{t_0}^{t} a_r dt, \qquad (2.3.11)$$

где w — текущая характеристическая скорость; a_r — реактивное ускорение; $a_r = P/m$.

Соответственно, конечная масса

$$m_f = m_0 \exp(-w_f/c);\ w_f = \int_{t_0}^{t_f} a_r dt, \qquad (2.3.12)$$

здесь w_f — конечная характеристическая скорость. Поэтому максимизация конечной массы сводится к минимизации характеристической скорости w_f.

Случай неограниченной тяги $P_{\max} = \infty$ называют *случаем импульсного управления*, при этом на траектории перелета сообщается некоторое число N импульсов скорости $\Delta\boldsymbol{V}_i = (\Delta V_{ix}, \Delta V_{iy}, \Delta V_{iz})^{\mathrm{T}}$ в моменты времени t_i ($i = 1, 2, \ldots, N$), $t_0 \le t_i \le t_f$. В каждой точке приложения импульса при $t = t_i$ радиус-вектор $\boldsymbol{r}(t)$ непрерывен, вектор скорости $\boldsymbol{V}(t)$ меняется на импульс скорости $\Delta\boldsymbol{V}_i$, а масса $m(t)$ скачком уменьшается в соответствии с *формулой Циолковского*. Получаем импульсную систему:

$$\left.\begin{aligned} &\boldsymbol{r}(t_i^+) = \boldsymbol{r}(t_i^-);\ \boldsymbol{V}(t_i^+) = \boldsymbol{V}(t_i^-) + \Delta\boldsymbol{V}_i;\\ &m(t_i^+) = m(t_i^-)\exp(-\Delta V_i/c);\ \ i = 1,2,\ldots,N. \end{aligned}\right\} \qquad (2.3.13)$$

Движение КА с приложением импульсов скорости в моменты t_i можно описать одной системой уравнений:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d\boldsymbol{r}}{dt} = \boldsymbol{V};\\ &\frac{d\boldsymbol{V}}{dt} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{r},\ t) + \sum_{i=1}^{N}\delta(t - t_i)\Delta\boldsymbol{V}_i, \end{aligned}\right\} \qquad (2.3.13a)$$

где $\delta(t - t_i)$ — δ-функция Дирака, поэтому если $t \ne t_i$, то в этой системе последнее слагаемое равно нулю, $\Delta\boldsymbol{V}_i = 0$. Если же $t = t_i$, то эта система переходит в предыдущую импульсную систему (2.3.13). Параметрами управления, определяющими сообщение импульса скорости, являются момент его приложения t_i и три его компоненты ΔV_{ix}, ΔV_{iy}, ΔV_{iz} или его величина $\Delta V_i = |\Delta\boldsymbol{V}_i|$ и два угла, задающие его направление, или единичный вектор вдоль этого импульса $\boldsymbol{e}_i = \Delta\boldsymbol{V}_i/\Delta V_i$.

Пусть отделение массы КА происходит только при сообщении импульсов скорости. Тогда конечная масса m_f определится суммарной характеристической скоростью перелета, равной в импульсном случае сумме величин импульсов скорости:

$$m_f \equiv m(t_f) = m_0 \exp(-w_f/c);\ w_f = \sum_{i=1}^{N}\Delta V_i. \qquad (2.3.14)$$

В этом случае максимизация конечной массы эквивалентна минимизации суммы величин импульсов скорости. В этом случае массу КА можно не рассматривать:

$$w_f = \sum_{i=1}^{N}\Delta V_i = c\ln\frac{m_0}{m_f} \Rightarrow \min. \qquad (2.3.15)$$

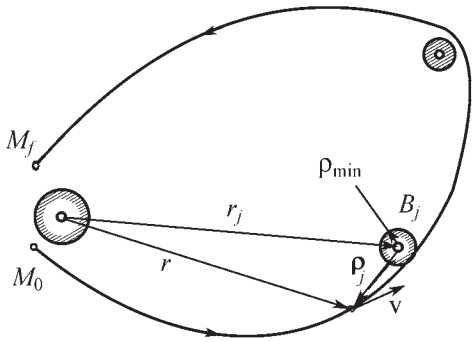


Рис. 2.3.1. Схема полета КА

Пусть перелет КА происходит вблизи некоторых небесных тел B_j, движение центров масс которых задается функциями $\boldsymbol{r}_j(t)$, $\boldsymbol{V}_j(t)$, описывающими изменение со временем их радиус-векторов и векторов скорости (рис. 2.3.1), где M_0, M_f — начальная и конечная точки траектории перелета соответственно.

При полете КА должны выполняться ограничения на расстояния до данных небесных тел:

$$\rho_j(\boldsymbol{r}(t), t) \ge \rho_{j\,\min};\ j = 1, 2, \ldots, N_1, \qquad (2.3.16)$$

где N_1 — число тел, при движении около которых в данных неравенствах достигаются равенства

$$\rho_j = |\boldsymbol{\rho}_j|,\ \ \boldsymbol{\rho}_j(t) = \boldsymbol{r}(t) - \boldsymbol{r}_j(t), \qquad (2.3.17)$$

ρ_j, $\boldsymbol{\rho}_j$ — расстояние от КА до центра j-го небесного тела и радиус-вектор КА относительно этого тела соответственно, $\rho_{j\,\min}$ — заданные предельные расстояния подлета к телам, учитывающие их радиусы, толщину атмосферного слоя, точность знания движения вблизи тела. Для j-го тела в момент t_j в данном ограничении:

$$\rho_j(\boldsymbol{r}(t_j),\ t_j) = \rho_j(t_j) = \rho_{j\,\min},\ j = 1, 2, \ldots, N_1. \qquad (2.3.18)$$

В этом случае говорят, что траектория «выходит» на это фазовое ограничение (2.3.16).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П.** Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 308 с.

2. **Дмитриевский А.А., Казаковцев В.П., Устинов В.Ф. и др.** Движение ракет. Введение в теорию полета ракет / под ред. А.А. Дмитриевского. М.: Воениздат МО СССР, 1968. 464 с.

3. **Эльясберг П.Е.** Введение в теорию искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

4. **Эскобал П.** Методы определения орбит / пер. с англ. М.: Мир. 1970. 472 с.

2.3.4. НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ ПЕРЕЛЕТА

Случай конечной тяги. *Необходимые условия оптимальности* (*НУО*) перелета формулируются с помощью дополнительных переменных (ψ_x, ψ_y, ψ_z, ψ_{Vx}, ψ_{Vy}, ψ_{Vz}, ψ_m, ψ_t), сопряженных к соответствующим координатам фазового вектора $\boldsymbol{x}(x, y, z, V_x, V_y, V_z, m, t)$ и называемых *сопряженными переменными* [1–10]. Они являются функциями времени, рассматриваемыми на всей траектории. Векторы $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t) \equiv \boldsymbol{s} = (\psi_x, \psi_y, \psi_z)^{\mathrm{T}} = (\psi_1, \psi_2, \psi_3)^{\mathrm{T}}$ и $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}(t) \equiv \boldsymbol{p} = (\psi_{Vx}, \psi_{Vy}, \psi_{Vz})^{\mathrm{T}} = (\psi_4, \psi_5, \psi_6)^{\mathrm{T}}$ будут сопряженными к радиус-вектору $\boldsymbol{r}$ и вектору скорости $\boldsymbol{V}$ соответственно, а вектор $\boldsymbol{\psi}(t) = (\psi_x, \psi_y, \psi_z, \psi_{Vx}, \psi_{Vy}, \psi_{Vz}, \psi_m, \psi_t)$ будет сопряженным к фазовому вектору $\boldsymbol{x}$. Сопряженный к скорости вектор $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}$ называют базис-вектором $\boldsymbol{p}$ (primer-vector по [3]) ввиду его важности для определения оптимального управления.

Перечень НУО.

1. Вектор-функция $\psi_{\boldsymbol{V}}(t)$ непрерывна и дифференцируема на всей траектории; функции $\psi_{\boldsymbol{r}}(t)$ и ψ_t непрерывны и дифференцируемы везде, кроме моментов t_j выхода траектории на фазовые ограничения, там функции $\psi_{\boldsymbol{r}}(t)$ и ψ_t могут иметь скачки:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}}{dt} = -\mathbf{g}'_{\mathbf{r}}(\boldsymbol{r},\ t)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\psi}_{\mathbf{V}} - \sum_{j=1}^{N_1}\delta(t - t_j)\sigma(t)\mathbf{e}_{\rho j}(t);\\
&\frac{d\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}}{dt} = -\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}};\\
&\frac{d\psi_t}{dt} = -\boldsymbol{g}'_t(\boldsymbol{r},\ t)\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}} + \sum_{j=1}^{N_1}\delta(t - t_j)\sigma(t)\boldsymbol{V}_{\rho j};\\
&\frac{d\psi_m}{dt} = \frac{P}{m^2}|\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}|;\ \frac{d(m\psi_m)}{dt} = \frac{P}{m}\left(|\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}| - \frac{m\psi_m}{c}\right),
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.19)$$

где $\boldsymbol{g}'_{\boldsymbol{r}}(\boldsymbol{r},\ t)$ — матрица частных производных от компонент ускорения $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}, t) = (g_x, g_y, g_z)^{\mathrm{T}} = (g_1, g_2, g_3)^{\mathrm{T}}$ по декартовым координатам точки; N_1 — число небесных тел, при движении около которых траектория выходит на ограничение:

$$\sigma(t_j) \ge 0;\ \sigma(t) = 0, \text{ если } \rho_j(\boldsymbol{r},\ t) > \rho_{j\,\min};\qquad (2.3.20)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$\boldsymbol{g}'_t(\boldsymbol{r}, t)$ — вектор частных производных от компонент ускорения $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}, t)$ по времени t; $\boldsymbol{e}_{\rho j}$ — единичный вектор, направленный по радиусу $\boldsymbol{\rho}_j$, противоположно ему происходит скачок вектора $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}$:

$$\boldsymbol{e}_{\rho j} = \boldsymbol{\rho}_j / \rho_j = (e_{\rho j 1},\ e_{\rho j 2},\ e_{\rho j 3})^{\mathrm{T}} = $$
$$= (\rho_{jx} / \rho_j,\ \rho_{jy} / \rho_j,\ \rho_{jz} / \rho_j)^{\mathrm{T}}; \quad (2.3.21)$$

$V_{\rho j}$ — проекция скорости j-й планеты на направление вектора $\boldsymbol{\rho}_j$:

$$V_{\rho j} = (\boldsymbol{V}_j,\ \boldsymbol{e}_{\rho j}); \quad (2.3.22)$$

P — тяга двигателя КА.

В моменты t_j выхода на ограничения по расстоянию функции $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t)$ и $\psi_t(t)$ разрывны:

$$\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_j + 0) = \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_j - 0) + \Delta\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_j - 0) - \sigma(t_j)\boldsymbol{e}_{\rho j}(t_j);$$
$$\psi_t(t_j + 0) = \psi_t(t_j - 0) + \sigma(t_j)V_{\rho j}. \quad (2.3.22а)$$

Для перехода к скалярной записи уравнений (2.3.19) для сопряженных переменных обозначим $\boldsymbol{r} \equiv (x,\ y,\ z)^{\mathrm{T}} = (x_1,\ x_2,\ x_3)^{\mathrm{T}}$. Тогда уравнения запишутся в виде:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\psi_k}{dt} = -\sum_{l=1}^{3}\frac{\partial g_l}{\partial x_k}\psi_{l+3} - \sum_{j=1}^{N_1}\delta(t - t_j)\sigma(t)e_{\rho jk}(t);\\
&k = 1,\ 2,\ 3;\\
&\frac{d\psi_{k+3}}{dt} = -\psi_k;\ k = 1,\ 2,\ 3;\\
&\frac{d\psi_t}{dt} = -\sum_{l=1}^{3}\frac{\partial g_l}{\partial t}\psi_{l+3} - \sum_{j=1}^{N_1}\delta(t - t_j)\sigma(t)V_{\rho j}(t).
\end{aligned}\right\} \quad (2.3.22б)$$

Здесь l — индекс суммирования по координатам векторов $\boldsymbol{g}$ и ψ_V, он меняется от 1 до 3.

Функции ψ_m, $m\psi_m / c$ — неубывающие. Их конечные значения в силу максимизации конечной массы КА положительны. Принимается

$$m(t_f)\psi_m(t_f)/c = -\psi_w(t_f) = 1; \quad (2.3.23)$$

здесь $m(t_f)$ — значение массы КА в конечный момент времени t_f; ψ_w — переменная, сопряженная к характеристической скорости w, конечное значение которой минимизируется вместе с максимизацией массы.

Для оптимальной траектории имеет место связь:

$$\aleph(t) \equiv H_0(t) + H_1(t)P_{\mathrm{opt}}/m = 0,\ t_0 \le t \le t_f; \quad (2.3.24)$$

$$H_1 \equiv |\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}(t)| - m(t)\psi_m(t)/c;$$
$$H_0 \equiv \aleph(P = 0) =$$
$$= (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t),\ \boldsymbol{V}(t)) + (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}(t),\ \boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}(t),\ t)) + \psi_t(t) =$$
$$= H(t) + \psi_t(t);$$
$$H \equiv (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}},\ \boldsymbol{V}) + (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}},\ \boldsymbol{g}).$$

Это определяет сопряженную ко времени переменную ψ_t через Гамильтониан $H(t)$ и функцию переключения H_1:

$$\psi_t(t) = -H(t) - H_1(t)P_{\mathrm{opt}}/m. \quad (2.3.25)$$

2. Оптимальная величина силы тяги определяется функцией переключения H_1:

$$P_{\mathrm{opt}}(t) = P_{\max}, \text{ если } H_1(t) > 0;$$
$$P_{\mathrm{opt}}(t) = 0, \text{ если } H_1(t) < 0; \quad (2.3.26)$$
$$0 \le P_{\mathrm{opt}}(t) \le P_{\max}, \text{ если } H_1(t) = 0.$$

Моменты включения и выключения тяги определяются условием $H_1(t) = 0$.

Величина силы тяги определяется однозначно лишь при $H_1(t) \ne 0$. Теория оптимального управления для общего случая перелета с ограниченной тягой допускает существование на оптимальной траектории трех типов управления:

пассивные участки нулевой тяги, где $H_1(t) < 0$;

активные участки максимальной тяги, где $H_1(t) > 0$;

активные участки промежуточной тяги, где $H_1(t) \equiv 0$.

В последнем случае для определения тяги последовательно дифференцируется уравнение $H_1(\psi, \boldsymbol{x}) = 0$, пока в выражение $d^n H_1/dt^n = 0$ не войдет тяга P ($n = 4$). Такие особые дуги промежуточной тяги построены, например, для случая кеплеровского поля [3]. Обычно для космического полета они неоптимальны. Здесь будем рассматривать обычный случай перелета, когда на оптимальной траектории имеется несколько активных участков максимальной тяги, разделенных дугами пассивного полета.

3. Вектор тяги двигателя направлен вдоль базис-вектора:

$$\frac{\boldsymbol{P}(t)}{P(t)} = \frac{\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}(t)}{|\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}(t)|}. \quad (2.3.27)$$

4. В точке выхода на ограничение, при $\rho_j(\boldsymbol{r}(t_j),\ t_j) = \rho_{j\min}$, траектория касается граничной сферы:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$d\rho_j(t_j)/dt = 0,\ t_0 < t_j < t_f. \qquad (2.3.28)$$

5. При замене фазовых переменных сопряженные переменные меняются как ковариантный тензор. Так если от обычных фазовых переменных ($\boldsymbol{r}$, V, t) делается переход к некоторым переменным $(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, ..., \tilde{x}_6, t)$; $\tilde{x}_i = \tilde{x}_i(\boldsymbol{r}, V, t)$; $i = 1, 2, ..., 6$,

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, ..., \tilde{x}_6, t),\ V = V(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, ..., \tilde{x}_6, t), \qquad (2.3.29)$$

то сопряженные переменные $(\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}, \psi_V, \psi_t)$ изменятся на переменные $(\varphi_1, \varphi_2, ..., \varphi_6, \psi_t)$, так что

$$\tilde{\psi}_i = \left(\frac{\partial \boldsymbol{r}(\tilde{x}_j,\ t)}{\partial \tilde{x}_i}, \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}\right) + \left(\frac{\partial V(\tilde{x}_j,\ t)}{\partial \tilde{x}_i}, \boldsymbol{\psi}_V\right);\ i, j = 1, 2, ..., 6;$$

$$\tilde{\psi}_t = \psi_t + \left(\frac{\partial \boldsymbol{r}(\tilde{x}_j, t)}{\partial t}, \psi_{\boldsymbol{r}}\right) + \left(\frac{\partial V(\tilde{x}_j, t)}{\partial t}, \psi_V\right). \qquad (2.3.30)$$

6. В начале и конце перелета могут быть заданы не точки, а некоторые многообразия, например, элементы орбит. Тем самым будет задана сувокупность равных нулю функций:

$$\Phi_i(\boldsymbol{r}_0,\ V_0,\ t_0,\ \boldsymbol{r}_f,\ V_f,\ t_f) = 0,\ i = 1,\ 2,\ ...,\ N_2. \qquad (2.3.31)$$

Здесь N_2 — число независимых функций Φ_i от начальных и конечных переменных, задающих условия в виде равенств в начале и конце перелета.

Кроме того, могут быть заданы также некоторые ограничения в виде неравенств:

$$\Phi_i(\boldsymbol{r}_0,\ V_0,\ t_0,\ \boldsymbol{r}_f,\ V_f,\ t_f) \le 0,$$
$$i = N_2 + 1,\ N_2 + 2,\ ...,\ N_2 + N_3. \qquad (2.3.32)$$

Здесь N_3 — число таких условий в виде неравенств.

Тогда должны будут выполняться условия трансверсальности, связывающие через множители Лагранжа значения сопряженных переменных и фазовых координат на концах перелета:

$$\boldsymbol{\psi}_0 = -\sum_{i=1}^{N_2+N_3} b_i \left(\frac{\partial \Phi_i}{\partial \boldsymbol{x}_0}\right)^{\mathrm{T}};\ \boldsymbol{\psi}_f = \sum_{i=1}^{N_2+N_3} b_i \left(\frac{\partial \Phi_i}{\partial \boldsymbol{x}_f}\right)^{\mathrm{T}}, \qquad (2.3.33)$$

причем

$$b_i \le 0;\ b_i \Phi_i = 0;\ i = N_2 + 1,\ N_2 + 2,\ ...,\ N_2 + N_3. \qquad (2.3.34)$$

Если условия Φ_j не зависят от некоторой переменной, то соответствующая сопряженная переменная равна нулю.

7. Наиболее частым случаем анализа движения КА является движение в центральном ньютоновском гравитационном поле. В п. 2.3.5 приведены особенности задачи для этого случая.

Импульсный случай. На оптимальной траектории в импульсном случае существует три типа управления:

пассивные участки нулевой тяги;

точки приложения импульсов скорости;

участки промежуточной тяги.

Рассмотрим наиболее распространенный случай, когда траектория состоит из нескольких дуг пассивного полета и нескольких импульсов скорости. НУО импульсного перелета [3–10] близки к НУО случая с конечной тягой. Особенности импульсного случая следующие:

1. Переменная $m\psi_m$ теперь на всей траектории постоянна:

$$\frac{m\psi_m}{c}(t) = -\psi_w = 1. \qquad (2.3.35а)$$

т.е. переменная, сопряженная к характеристической скорости w, $\psi_w = -1$.

Для оптимальной траектории теперь имеет место связь:

$$H_0(t) \equiv (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t),\ V(t)) + (\boldsymbol{\psi}_V(t),\ \boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}(t),\ t)) + \psi_t(t) = 0,$$
$$t_0 < t < t_f, \qquad (2.3.35б)$$

т.е. сопряженная ко времени переменная ψ_t определяется Гамильтонианом $H(t)$:

$$\psi_t(t) = -H(t) = -(\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}},\ V) - (\boldsymbol{\psi}_V,\ \boldsymbol{g}). \qquad (2.3.35в)$$

2. Модуль базис-вектора $p(t) = |\boldsymbol{\psi}_V(t)| = |\boldsymbol{p}(t)|$ ограничен единицей:

$$p(t) \le \max_{t_0 \le t \le t_f} |\boldsymbol{\psi}_V(t)| = 1. \qquad (2.3.36)$$

В точках приложения импульсов достигается абсолютный максимум базис-вектора для всей траектории — принцип максимума для импульсных перелетов:

$$p(t_i) = |\boldsymbol{\psi}_V(t_i)| = \max_{t_0 \le t \le t_f} |\boldsymbol{\psi}_V(t)| = 1;\ i = 1, 2, ..., N. \qquad (2.3.37а)$$

Для точек приложения импульсов выполняются соотношения:

$$p(t_1) = p(t_2) = ... = p(t_N) = \max_t p(t) = 1. \qquad (2.3.37б)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Данное условие, вместе с условиями (2.3.13), (2.3.13а), (2.3.19) последовательно связывает фазовые и сопряженные переменные в точках сообщения импульсов. Годограф базис-вектора называют ***p***-траекторией. Согласно (2.3.37а), (2.3.37б) она лежит в пределах единичной сферы, причем точки приложения импульсов скорости соответствуют точкам ***p***-траектории на этой сфере, а пассивные дуги соответствуют ее внутренним дугам.

3. Вектор импульса скорости, т.е. вектор силы тяги двигателя, направлен вдоль базис-вектора:

$$\frac{\Delta \boldsymbol{V}_i}{\Delta V_i} = \frac{\boldsymbol{\psi}_V(t_i)}{|\boldsymbol{\psi}_V(t_i)|} = \boldsymbol{\psi}_V(t_i) = \boldsymbol{p}(t_i); \quad i = 1, 2, ..., N. \tag{2.3.38}$$

Во внутренних по времени точках приложения импульсов скорости, при $t_0 < t_i < t_f$, максимум модуля базис-вектора — гладкий, т.е. $d|\boldsymbol{\psi}_V(t_i)|/dt = 0$. Годограф базис-вектора в этих точках касается единичной сферы, поэтому в этих точках:

$$(\boldsymbol{\psi}_V(t_i),\ \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_i)) = 0,\ t_0 < t_i < t_f, \tag{2.3.39}$$

причем

$$d^2|\boldsymbol{\psi}_V(t_i)|/dt^2 \le 0;$$
$$\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}^2(t_i) + (\boldsymbol{\psi}_V(t_i),\ \boldsymbol{g}'_{\boldsymbol{r}}(\boldsymbol{r},\ t_i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\psi}_V(t_i)) \le 0. \tag{2.3.40}$$

Если импульс скорости сообщается в начальный $t = t_0$ или в конечный $t = t_f$ момент, то

$$(\boldsymbol{\psi}_V(t_0),\ \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_0)) \ge 0,\ (\boldsymbol{\psi}_V(t_f),\ \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_f)) \le 0. \tag{2.3.41}$$

Условия (2.3.38), (2.3.39) справедливы и при сообщении импульса на фазовой границе (2.3.18) [7].

4. Траектория и импульс скорости во внутренних по времени точках на границе касаются сферы $\rho_j(\boldsymbol{r},\ t) = \rho_{j\min}$:

$$(\boldsymbol{e}_{\rho j},\ \Delta \boldsymbol{V}(t_j)) = 0 \text{ при } \sigma(t_j) > 0,\ t_0 < t_j < t_f; \tag{2.3.42}$$

причем

$$d\rho_j(t_j)/dt = 0. \tag{2.3.43}$$

О применении НУО для определения и анализа оптимальных импульсных перелетов

Совокупность начальных условий, уравнений движения и НУО образует полную систему для определения неизвестных параметров управления. В силу этого НУО могут взять за основу численного определения оптимального перелета путем построения и решения соответствующей краевой задачи.

Рассмотрим для примера случай перелета из точки в точку с N импульсами скорости $\Delta \boldsymbol{V}_i$ в моменты t_i, причем $t_1 = t_0$, $t_N = t_f$, с N_1 точками выхода на ограничения в моменты t_j при $\sigma(t_j) > 0$. В качестве неизвестных параметров, определяющих траекторию, можно взять $(4N + 2N_1 + 6)$ параметров: шесть начальных сопряженных переменных $\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_0) \equiv \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}0}$, $\boldsymbol{\psi}_V(t_0) \equiv \boldsymbol{\psi}_{V0}$, $3N$ компонент импульсов скорости $\Delta \boldsymbol{V}_i$ $(1 \le i \le N)$ и N моментов t_i их сообщения, N_1 моментов t_j выхода на ограничения и N_1 скачков $\sigma(t_j)$ $(1 \le j \le N_1)$. Им соответствуют $(4N + 2N_1 + 6)$ условий в виде равенств: шесть конечных условий $\boldsymbol{r}(t_f) = \boldsymbol{r}_f$; $\boldsymbol{V}(t_f) = \boldsymbol{V}_f$, N условий $|\boldsymbol{\psi}_V(t_i)| = 1$, $2N$ условий ориентации импульсов вдоль базис-векторов $\Delta \boldsymbol{V}_i/\Delta V_i = \boldsymbol{\psi}_V(t_i)$, два условия для начального и конечного импульсов $t_1 = t_0$, $t_N = t_f$, $N - 2$ условий для внутренних импульсов $(\boldsymbol{\psi}_V(t_i),\ \boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}(t_i)) = 0$, $1 < i < N$, $2N_1$ условий для точек контакта с ограничениями на расстояния до планет $d\rho_j(t_j)/dt = 0$, $\rho_j(t_j) = \rho_{j\min}$.

Практически данная краевая задача успешно решается при наличии достаточно хорошего начального приближения.

НУО используют также для улучшения заданной неоптимальной импульсной траектории и численного определения оптимального перелета. Это делают варьированием параметров перехода и сопряженных функций с уменьшением невязок условий оптимальности как в рамках данной схемы перелета, так и с введением новых импульсов скорости в точках, где модуль базис-вектора достигает максимума, превышающего единицу [4, 8].

НУО используют также для построения семейства оптимальных перелетов, если известна хотя бы одна траектория семейства, например при специальных параметрах исходных данных [7].

Применение НУО для анализа перелета с конечной тягой рассмотрено в п 2.3.8.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Breakwell L.V.** Minimum impulse transfer // AIAA Progress in Astronautical series. 1964. V. 14. P. 583–589.

2. **Дубовицкий А.Я., Милютин А.А.** Задачи на экстремум при наличии ограничений // Журнал вычислительной математики и математической физики, 1965. Т. 5, № 3. С. 395–453.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3. **Лоуден Д.Ф.** Оптимальные траектории для космической навигации. М.: Мир, 1966. 152 с.

4. **Ежевски Р.** Эффективный метод расчета оптимальных *N*-импульсных траекторий // Ракетная техника и космонавтика, 1968. Т. 6. № 11. С. 2160–2165.

5. **Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.** Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1969. 388 с.

6. **Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В.** Механика космического полета. Проблемы оптимизации. М.: Наука, 1975, 703 с.

7. **Ивашкин В.В.** Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.

8. **Ильин В.А., Кузмак Г.Е.** Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. М.: Наука, 1976. 744 с.

9. **Marec J.-P.** Optimal Space Trajectories. Amsterdam-Oxford-New York: Elsevier Sci. Pub. Co. 1979. V. 1. Studies in Astronautics. 329 p.

10. **Дубовский С.В.** Межорбитальные и межпланетные перелеты // Космические исследования. 1967. Т. 5, вып. 4. С. 494–507.

2.3.5. СЛУЧАЙ ЦЕНТРАЛЬНОГО НЬЮТОНОВСКОГО ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ

Особенности постановки задачи. В уравнениях движения функция $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}, t)$ примет вид:

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}, t) = \mathbf{g}(\boldsymbol{r}) = -\frac{\mu_g}{r^3}\boldsymbol{r}, \qquad (2.3.44)$$

где μ_g — гравитационная постоянная центрального небесного тела, т.е. произведение универсальной гравитационной постоянной и массы тела; $\boldsymbol{r}$ — радиус-вектор КА относительно центра масс центрального небесного тела. Ограничение (2.3.11) трансформируется в следующую форму:

$$h_1(r) \equiv -r + r_{\min} \le 0, \qquad (2.3.45)$$

где r — расстояние до центра притяжения. Кроме данного ограничения («снизу») рассматривается также еще одно ограничение на расстояние («сверху»):

$$h_2(r) \equiv r - r_{\max} \le 0, \qquad (2.3.46)$$

которое применяется, например, для анализа движения КА в сфере действия планеты конечного радиуса. Тем самым допускается движение КА в кольце $K = \{r_{\min} \le r \le r_{\max}\}$, [1, 2] и [7] п. 2.3.4. В [3–5], а также [9] п. 2.3.4 исследуется вариант $r_{\min} > 0$, $r_{\max} = \infty$.

Классификация орбит по характеру пересечения границ кольца K

По характеру пересечения орбитами границ кольца γ ($r = r_{\min}$) и Γ ($r = r_{\max}$) они разделяются на несколько типов (рис. 2.3.2):

I. Эллиптическая орбита не пересекает границ, все ее точки — внутренние, ее перицентрическое и апоцентрическое расстояния удовлетворяют условиям:

$$0 < r_{\min} \le r_\pi \le r_\alpha \le r_{\max}. \qquad (2.3.47а)$$

II. Эллиптическая орбита пересекает только внутреннюю границу γ, ее начальная и конечная точки лежат на внутренней границе γ:

$$0 \le r_\pi < r_{\min};\ r_{\min} \le r_\alpha \le r_{\max}. \qquad (2.3.47б)$$

III. Орбита пересекает только внешнюю границу Γ. В этом случае она может быть эллиптической, с отрицательной константой энергии $h = V^2 - 2\mu_g/r = -\mu_g/a$ и апоцентрическим расстоянием $r_\alpha > r_{\max}$, параболической с нулевой константой энергии $h = 0$ или гиперболической $h > 0$. Для единообразного выражения всех этих условий вводятся переменные:

$$s_\alpha \equiv r_\alpha^{-1} = (2a - r_\pi)^{-1} = \\ = (-2\mu_g/h - r_\pi)^{-1};\ s_{\max} \equiv r_{\max}^{-1}.$$

Тогда орбиты данного типа удовлетворяют соотношениям:

$$r_{\min} \le r_\pi \le r_{\max};\ s_\alpha < s_{\max}. \qquad (2.3.47в)$$

В этом случае начальная $M_н$ и конечная $M_к$ точки орбиты лежат на внешней границе Γ.

IV. Орбита пересекает обе границы:

$$0 \le r_\pi < r_{\min};\ s_\alpha < s_{\max}. \qquad (2.3.47г)$$

Для кеплеровской орбиты этого типа множество допустимых точек — несвязное, есть две ветви, каждая из них играет роль самостоятельной орбиты в данных условиях. Орбитой типа IV*a* называют ветвь с движением от внутренней границы к внешней, для нее $M_н \in \gamma$, $M_к \in \Gamma$. Орбитой типа IV*b* называют ветвь с движением от внешней границы к внутренней, для нее $M_н \in \Gamma$, $M_к \in \gamma$ (рис. 2.3.2).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

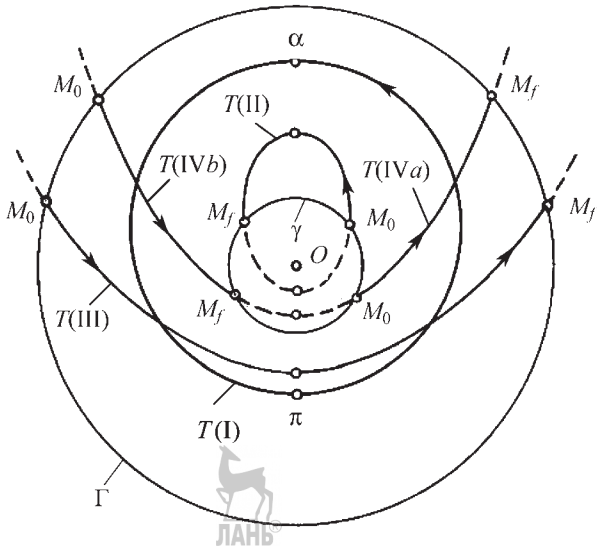


Рис. 2.3.2. Различные типы орбит в зависимости от пересечения ими фазовых ограничений

Особенности сопряженных переменных. Теперь ускорение $\boldsymbol{g}$, а также ограничения на расстояние до планеты h_1, h_2 не зависят от времени, поэтому переменная ψ_t постоянна. Гамильтониан H на пассивном участке и на всей траектории в импульсном случае тоже постоянен:

$$H \equiv (\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{r}}, \boldsymbol{V}) - \frac{\mu_g}{r^2}(\boldsymbol{\psi}_{\boldsymbol{V}}, \boldsymbol{e}_{\boldsymbol{r}}) = -\psi_t = \text{const}, \tag{2.3.48}$$

здесь $\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{r}/r$ — единичный вектор вдоль радиус-вектора.

Матрица $\boldsymbol{g}'_{\boldsymbol{r}}(\boldsymbol{r})$ принимает вид:

$$\boldsymbol{g}'_{\boldsymbol{r}}(\boldsymbol{r}) = -\frac{\mu_g}{r^3}(E_m - 3\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{r}}\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{r}}^{\mathrm{T}}), \tag{2.3.49}$$

где E_m — единичная матрица).

Система уравнений для сопряженных переменных на пассивном участке интегрируется.

Пусть (λ, μ, ν), (ξ, η, ζ) – проекции базис-вектора $\psi_{\boldsymbol{V}}$ и вектора $\psi_{\boldsymbol{r}}$ на оси подвижной системы координат, радиус, трансверсаль и нормаль к плоскости орбиты. Если эксцентриситет орбиты $e > 0$, то ([3] п. 2.3.4):

$$\left.\begin{aligned}
&\lambda = A\cos\theta + Be\sin\theta + CI = \frac{A}{e}\left(\sqrt{\frac{p}{\mu_g}}V_t - 1\right) + B\sqrt{\frac{p}{\mu_g}}V_r + CI;\\
&\mu = -A\sin\theta + B(1+e\cos\theta) + \frac{D - A\sin\theta}{1+e\cos\theta} + CJ = -\frac{A}{e}\sqrt{\frac{p}{\mu_g}}\left(1+\frac{r}{p}\right)V_r + B\sqrt{\frac{p}{\mu_g}}V_t + D\frac{r}{p} + CJ;\\
&\nu = (1+e\cos\theta)^{-1}(E\cos\theta + F\sin\theta);\\
&\xi = -\sqrt{\frac{\mu_g p}{r^2}}\left[\frac{A\sin\theta - D}{1+e\cos\theta} - B + CK\right];\\
&\eta = -\frac{\mu_g}{p\sqrt{p}}[-A(e+\cos\theta) + De\sin\theta + C\cos\theta];\\
&\zeta = -\frac{\sqrt{\mu_g}}{p\sqrt{p}}[-E\sin\theta + F(e+\cos\theta)],
\end{aligned}\right\} \tag{2.3.50}$$

где

$$\left.\begin{aligned}
&I = \sin\theta\int\frac{d\theta}{\sin^2\theta(1+e\cos\theta)^2} = \frac{e(2r - 3V_r\tilde{t}) - p\cos\theta}{p(1-e^2)};\quad \tilde{t} = t - T_\pi;\\
&J = \frac{ctg\theta}{e(1+e\cos\theta)} + \frac{1+e\cos\theta}{e\sin\theta}I = \frac{-3eV_t\tilde{t} + p\sin\theta(1 + r/p)}{p(1-e^2)};\\
&K = \frac{e\sin^2\theta - \cos\theta}{e\sin\theta(1+e\cos\theta)^2} - \frac{I}{e}\operatorname{cosec}\theta = \frac{1}{p(1-e^2)}\left[3e\sqrt{\frac{\mu_g}{p}}\tilde{t} - \left(1 + e^2\frac{r}{p}\right)r\sin\theta\right].
\end{aligned}\right\} \tag{2.3.51}$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При $e = 0$:

$$\left.\begin{aligned}
&\lambda = A\cos u + B\sin u + C;\\
&\mu = -2A\sin u + 2B\cos u - 3Cu + D;\\
&\nu = E\cos u + F\sin u;\\
&\xi = -\frac{\sqrt{\mu_g}}{p\sqrt{p}}[A\sin u - B\cos u + 3Cu - D];\\
&\eta = \frac{\sqrt{\mu_g}}{p\sqrt{p}}[-A\cos u + D\sin u + C];\\
&\zeta = -\frac{\sqrt{\mu_g}}{p\sqrt{p}}[-E\sin u + F\cos u].
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.52)$$

В приведенных формулах A, B, C, D, E, F — постоянные интегрирования системы (2.3.14) на данной пассивной дуге, Θ — истинная аномалия в текущий момент, p — фокальный параметр орбиты, V_t, V_r — трансверсальная и радиальная скорости КА соответственно, u — аргумент широты. Постоянные C и ψ_t связаны друг с другом:

$$\left.\begin{aligned}
&\psi_t = e\frac{\mu_g}{p^2}C \text{ при } (e>0);\\
&\psi_t = \frac{\mu_g}{p^2}C \text{ при } (e=0);
\end{aligned}\right\}. \qquad (2.3.53)$$

Замечание. На пассивном участке при $\sigma = 0$ дифференциальные уравнения для сопряженных векторов $\boldsymbol{\psi}_r$ и $\boldsymbol{\psi}_V$ совпадают с уравнениями для вариаций $-\delta V$, $\delta \boldsymbol{r}$ в силу симметричности матрицы $\boldsymbol{g}'_r(\boldsymbol{r}) = \boldsymbol{g}'_r(\boldsymbol{r})^{\mathrm{T}}$. Поэтому переменные ψ_V, ψ_r пропорциональны $\delta \boldsymbol{r}$, $-\delta V$ и могут быть определены, например, через матрицу изохронных производных [2].

Скачки переменной $\boldsymbol{\psi}_r$ для точек на фазовых границах направлены к центру притяжения, если $r(t_j) = r_{\min}$, и от центра притяжения, если $r(t_j) = r_{\max}$:

$$\left.\begin{aligned}
&\boldsymbol{\psi}_r(t_j + 0) = \boldsymbol{\psi}_r(t_j - 0) - \varepsilon_j\sigma(t_j)\boldsymbol{e}_r(t_j);\\
&\varepsilon_j = 1 \quad \text{при } r(t_j) = r_{\min};\\
&\varepsilon_j = -1 \quad \text{при } r(t_j) = r_{\max};\\
&\sigma(t_j) \ge 0.
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.54)$$

Радиальная компонента ξ вектора $\boldsymbol{\psi}_r$ в точках, где достигаются границы, имеет скачки:

$$\xi(t_j + 0) = \xi(t_j - 0) - \varepsilon_j\sigma(t_j). \qquad (2.3.54a)$$

Интегралы управляемого движения. Для оптимального управляемого движения в центральном поле с ограничениями на расстояние имеется интеграл ([6–8], а также [7] п. 2.3.4):

$$\mathbf{K} = [\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{\psi}_r] + [\boldsymbol{V} \times \boldsymbol{\psi}_V] = \text{const}. \qquad (2.3.55)$$

Если ограничения на расстояние не достигаются, то имеется дополнительный интеграл пассивного движения [7]:

$$\mathbf{M} = -[\boldsymbol{V} \times \mathbf{K}] - [\boldsymbol{\psi}_r \times [\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{V}]] - \frac{\mu_g}{r}\boldsymbol{\psi}_V + \frac{\mu_g}{r^3}(\boldsymbol{\psi}_V,\ \boldsymbol{r})\boldsymbol{r}. \qquad (2.3.56)$$

При переходе от параметров $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$ к элементам орбиты q_i (i = 1, 2, ..., 6) сопряженные к элементам орбиты переменные $\boldsymbol{\psi}_q$ будут постоянны на пассивной дуге без контакта с границами по расстоянию.

Интеграл импульсного управления [6]:

$$(\boldsymbol{\psi}_V,\ \boldsymbol{V}) - 2(\boldsymbol{\psi}_r,\ \boldsymbol{r}) + |\ \boldsymbol{\psi}_V\ |_{\max} c \ln m - 3\boldsymbol{\psi}_t\, t = b, \qquad (2.3.57)$$

где m — масса КА; c — скорость истечения струи двигателя КА; При наличии фазовых ограничений он усложняется.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ивашкин В.В.** Классификация и анализ оптимальных импульсных переходов при ограничениях на расстояние до притягивающего центра // Космические исследования, 1966. Т. IV, вып. 4. С. 805–814.

2. **Основы** теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 610 с.

3. **Marchal C.** Transfers Optimaux Enter Orbites Hiperboliques (Rayon Planetaire Non Nul) // 17th Intern. Astronautical Congress, Madrid, 1966. 12 p.

4. **Marchal C.** Optimisation de la Phase Extra-Atmospherique de la Montee en Orbite // Premiere partie, Rech. Aérosp. No. 116, 1967. 12 p.; Deuxiéme partie, Rech. Aérosp. No. 118, 1967. 12 p; Troisiéme partie, Rech. Aérosp. No. 122, 1968. 10 p.

5. **Marchal C., Marec J.-P., Winn C.B.** Synthese Des Resultats Analytiques Sur Les Transferts Optimaux Entre Orbites Kepleriennes // 18th Intern. Astronautical Congress, Belgrade, Sept. 1967. 35 p.

6. **Пайнс С.** Константы движения для оптимальных активных траекторий в центральном силовом поле // Ракетная техника и космонавтика. 1964. Т. 2. № 11. С. 162–167.

7. **Burns J.F.** A parallel between Keplerian Integrals and Integrals of the Adjoint Equations // AIAA J. 1970. V. 8. № 4. P. 809–810.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

8. **Захаров Ю.А.** Проектирование межорбитальных космических аппаратов. Выбор траекторий и проектных параметров. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.

2.3.6. НЕКОТОРЫЕ ИМПУЛЬСНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ

Существует много работ по анализу различных типов импульсных маневров, как в периодической научной литературе, так и в обзорных статьях, монографиях. Приведем главные результаты, полученные, в основном, для центрального ньютоновского гравитационного поля [1, 2] п. 2.3.1; [5, 7] п. 2.3.2; [1, 3–4, 6–10] п. 2.3.4; [1–5, 8] п. 2.3.5, [1–11] п. 2.3.6.

Одноимпульсные переходы

Одноимпульсный переход между исходными орбитами возможен в случае, когда данные орбиты пересекаются, см. рис. 2.3.3. Обозначим через $\boldsymbol{V}_0$, $\boldsymbol{V}_f$ — векторы скорости в этой точке пересечения для начальной и конечной орбит, тогда импульс скорости

$$\Delta \boldsymbol{V} = \boldsymbol{V}_f - \boldsymbol{V}_0. \qquad (2.3.58)$$

Такой маневр иногда используется для изменения параметров движения одним включением двигателя, например, для коррекции орбиты.

Для изменения константы энергии h при сообщении импульса удобно рассмотреть ее изменение в зависимости от характеристической скорости w, т.е. функцию $h(w)$:

$$dh/dw = 2V(w)\cos\alpha(w) = 2\sqrt{h + 2\mu_g / r}\cos\alpha, \qquad (2.3.59)$$

где α — угол между векторами скорости и импульса.

Отсюда следует, что малое изменение энергии полета выгодно проводить импульсом вдоль скорости ($\alpha = 0$) или противоположно скорости ($\alpha = \pi$), на наименьшем расстоянии от центра притяжения — в перицентре орбиты при $r = r_\pi$ (для орбиты типа I, III) или на внутренней границе при $r = r_{\min}$ (для орбиты типа II, IVa, IVб).

При изменении константы площадей $L = |\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{V}|$:

$$dL/dw = rT, \qquad (2.3.60)$$

где T — трансверсальная компонента единичного вектора вдоль импульса.

Импульс выгодно сообщить по трансверсали на наибольшем расстоянии от центра притяжения, т.е. в апоцентре при $r = r_\alpha$ (для орбит типа I, II) или на внешней границе при $r = r_{\max}$ (для орбит типа III, IVa, IVб).

При изменении наклонения орбиты

$$di/dw = (rW\cos u)/L, \qquad (2.3.61)$$

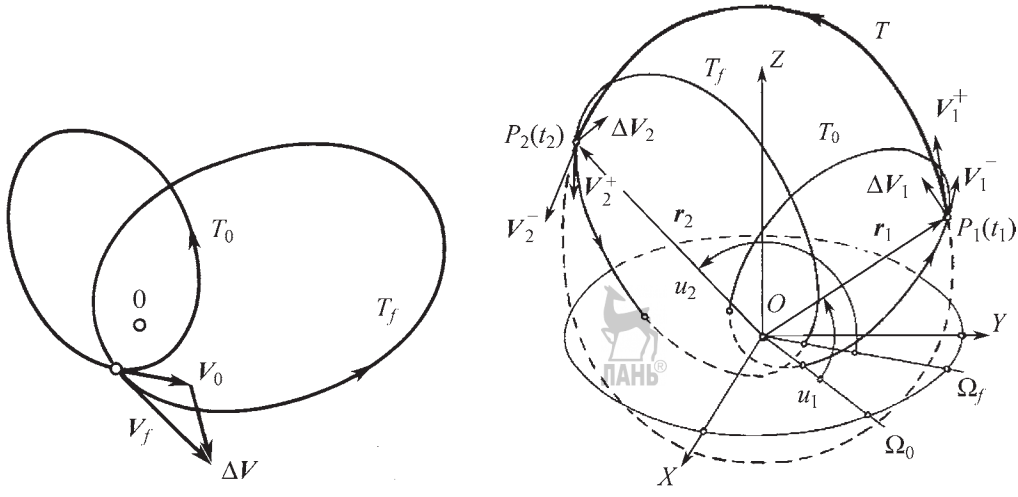


Рис. 2.3.3. Схемы перелетов:
а — одноимпульсный; *б* — двухимпульсный

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где W — нормальная (к плоскости орбиты) компонента единичного вектора вдоль импульса. Для маневра надо брать точку с наибольшей величиной $r\cos u$. Если наклонение меняется относительно начальной орбиты, тогда $u = 0$, и наименьшему импульсу скорости соответствует маневр в точке с максимальным расстоянием. В простейшем случае поворота круговой орбиты величина импульса скорости:

$$\Delta V = 2V_0 \sin\ (i_f/2), \qquad (2.3.62)$$

здесь V_0 — скорость на заданной круговой орбите; i_f — угол поворота плоскости орбиты.

Замечание. В классе многоимпульсных перелетов одноимпульсный перелет может быть неоптимален.

Приведем примеры:

а) изменение константы энергии орбиты, осуществляемое одним импульсом в перицентре, не всегда оптимально (см., например, [2] п. 2.3.5, [7] п. 2.3.4, где рассмотрена задача разгона с эллиптической орбиты);

б) уменьшение перицентрического расстояния, необходимое, например, для спуска КА к планете, не всегда оптимально, если его делать импульсом в апоцентре. В [9] показано, что оптимальным может быть также двухимпульсный перелет по «обходной» схеме с предварительным разгоном в перицентре и удалением от планеты, сообщением тормозного импульса в апоцентре полученной орбиты и последующим движением к планете.

в) одноимпульсный поворот плоскости круговой орбиты всегда неоптимален, оптимальным является трехимпульсный или бипараболический (для $r_{\max} = \infty$) маневр при любом угле поворота, при трехимпульсном повороте угол наклона орбиты меняется при каждом из трех импульсов (см. п. «Биэллиптический перелет между некомпланарными орбитами»).

г) плоский поворот линии апсид всегда можно осуществить одним импульсом (радиальным), но такой поворот всегда неоптимален (см. п. «Двухимпульсный перелет между компланарными эллиптическими орбитами»).

Двухимпульсные перелеты

С помощью двухимпульсных маневров можно осуществить перелеты между любыми исходными орбитами, и оптимальные решения чаще всего бывают двухимпульсными. Кроме того, с помощью таких маневров можно осуществить перелет за сравнительно небольшое время, с довольно простой СУ. Поэтому двухимпульсные маневры являются наиболее распространенными случаями перелетов.

Двухимпульсный маневр осуществляет перелет КА из некоторой точки P_1 (рис. 2.3.3, *б*) начальной орбиты T_0, где сообщается первый импульс скорости ΔV_1, в некоторую точку P_2 конечной орбиты T_f, где сообщается второй импульс скорости ΔV_2. Данные точки задаются моментами времени t_1, t_2 или значениями аргумента широты u_1, u_2 на соответствующих орбитах или некоторыми другими параметрами, определяющими положение точек на орбитах.

Пусть этот перелет происходит по дуге P_1P_2 орбиты перелета T. Обозначим через $\boldsymbol{r}_1$, $\boldsymbol{V}_1^-$ известные радиус-вектор и вектор скорости соответственно в начальной точке P_1 для начальной орбиты T_0, через $\boldsymbol{r}_2$, $\boldsymbol{V}_2^+$ — известные радиус-вектор и вектор скорости соответственно в конечной точке P_2 для конечной орбиты T_f. Аналогично обозначим через $\boldsymbol{V}_1^+, \boldsymbol{V}_2^-$ векторы скорости в точках P_1 и P_2 соответственно на орбите перелета T. После нахождения скоростей $\boldsymbol{V}_1^+, \boldsymbol{V}_2^-$ определятся импульсы скорости $\Delta\boldsymbol{V}_1$ и $\Delta\boldsymbol{V}_2$, а также характеристическая скорость перелета w_f:

$$\Delta\mathbf{V}_1 = \boldsymbol{V}_1^+ - \boldsymbol{V}_1^-;\ \Delta\mathbf{V}_2 = \boldsymbol{V}_2^+ - \boldsymbol{V}_2^-;\ w_f = |\Delta\mathbf{V}_1| + |\Delta\mathbf{V}_2|. \qquad (2.3.63)$$

Скорости $\boldsymbol{V}_1^+, \boldsymbol{V}_2^-$ определяются параметрами орбиты перелета T. Эта орбита находится заданием радиус-векторов $\underline{\boldsymbol{r}}_1$, $\boldsymbol{r}_2$ и времени перелета $\Delta t = t_2 - t_1$, т.е. решением задачи определения орбиты по двум положениям. Для этого можно использовать различные методы, например, метод Ламберта—Эйлера, в котором варьируется большая полуось орбиты перелета a, чтобы обеспечить заданное время перелета ([3] п. 2.3.3). В методе годографа скорости варьируется угол наклона скорости $\boldsymbol{V}_1^+$ в плоскости перелета ([7] п. 2.3.2). Используются также метод Гаусса, методы итераций по параметру орбиты p, по эксцентриситету e, по истинной аномалии θ и др. ([4] п. 2.3.3). Если точки P_1 и P_2 с радиус-векторами $\boldsymbol{r}_1$, $\boldsymbol{r}_2$ получаются не с помощью времен t_1, t_2, а другими аргументами, например, углами u_1, u_2, то получается один свободный параметр y, заданием которого

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

определяется орбита перелета и функционал $w_f(y)$. Затем значение этого параметра варьируется для минимизации $w_f(y)$. В результате получится оптимальная орбита перелета T при заданных точках P_1 и P_2, удовлетворяющая некоторому алгебраическому уравнению 12-й степени ([4] п. 2.3.3).

Если есть некоторая свобода в выборе точек приложения импульсов скорости (времен t_1, t_2 или углов u_1, u_2), то варьируются точки P_1, P_2, оптимизируется функция $w_f(P_1, P_2)$. При этом находится одновременно минимум суммы величин импульсов $w_{f\min} = w_f(P_{1\text{opt}}, P_{2\text{opt}})$, оптимальные точки приложения импульсов $P_{1\text{opt}}$, $P_{2\text{opt}}$ и орбита оптимального перелета T_{opt}. В ряде работ [7] численно определяются концевые углы u_0, u_f и фокальный параметр p переходной орбиты для оптимального пространственного перелета. Можно этот оптимальный перелет найти и из НУО.

Достаточно полное численно-аналитическое исследование этой задачи определения оптимального двухимпульсного перелета выполнено для некоторых сравнительно простых случаев: перелеты между круговыми компланарными и некомпланарными орбитами, между свободно-ориентированными компланарными орбитами, между соосными некомпланарными эллиптическими орбитами, между близкими околокруговыми орбитами, для некоторых других частных случаев движения в кеплеровском поле.

После определения оптимального двухимпульсного перелета он может быть проверен на оптимальность в классе многоимпульсных маневров. Для этого сначала находятся сопряженные функции (по (2.3.50) для случая кеплеровского поля), исходя из ориентации импульсов: $\boldsymbol{p}(t_i) = \Delta V_i / |\Delta V_i|$. Затем строится модуль базис-вектора — функция $p(t)$, и проверяются условия оптимальности. Если они не выполняются, перелет можно улучшить введением дополнительных импульсов с уменьшением функционала ([4, 7, 8] п. 2.3.4).

Гомановский перелет между круговыми орбитами

Гомановский перелет (*ГП*) — это двухимпульсный перелет КА между двумя круговыми компланарными орбитами в центральном ньютоновском гравитационном поле, его также называют перелетом Гомана–Цандера ([1, 2] п. 2.3.1), осуществляемый по дуге полуэллипса, касающегося в своих апсидальных точках (апоцентре и перицентре) исходных орбит (начальной и конечной). Указанный эллипс перелета T_1 в своем перицентре касается внутренней из двух исходных орбит, имеющей ме́ньший радиус, а в апоцентре касается внешней из исходных орбит, имеющей больший радиус.

Указанную орбиту этого перелета часто называют *гомановской орбитой* или *гомановским эллипсом*. Если начальная орбита T_0 радиуса r_0 — внутренняя, а конечная орбита T_f радиуса r_f — внешняя, т.е. $r_0 < r_f$, то первая, начальная по движению КА апсида орбиты перелета, лежащая на начальной орбите T_0, будет ее перицентром π_1, а вторая апсида орбиты перелета, лежащая на конечной орбите T_f, будет ее апоцентром α_1.

Случай $r_0 < r_f$ представлен на рис. 2.3.4, *а* для варианта, когда направления движения КА по обеим исходным орбитам одинаковы.

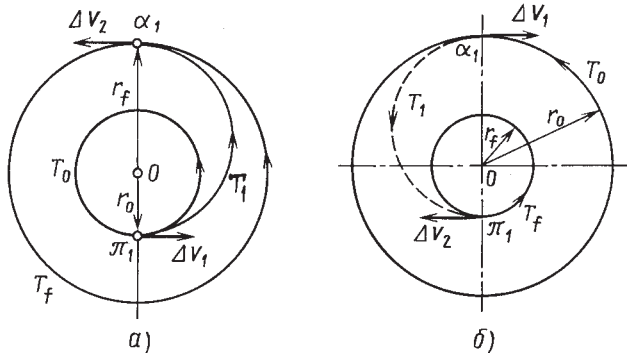


Рис. 2.3.4. Схема Гомановского перелета:
а — случай $r_0 < r_f$; *б* — случай $r_0 > r_f$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В случае, когда направления движения по исходным орбитам противоположны, при перелете они будут меняться при сообщении импульса на наибольшем радиусе, на конечной орбите при $r_0 < r_f$.

Пусть $r_{\pi 1}$, $r_{\alpha 1}$ — перицентрическое и апоцентрическое расстояния соответственно орбиты перелета T_1. Тогда в данном случае $r_0 < r_f$, $r_{\pi 1} = r_0$, $r_{\alpha 1} = r_f$. Если же начальная орбита — внешняя, а конечная орбита — внутренняя, т.е. $r_0 > r_f$, то первая апсида орбиты перелета будет ее апоцентром, а вторая — перицентром, $r_{\alpha 1} = r_0$, $r_{\pi 1} = r_f$ (рис. 2.3.4, *б*).

Центральная угловая дальность ГП составляет 180°. Большая полуось эллипса перелета и время перелета примут вид:

$$a_1 = \frac{r_0 + r_f}{2},\ \Delta T_1 = \pi \frac{a_1^{3/2}}{\sqrt{\mu_g}}. \qquad (2.3.64)$$

При переходе КА с начальной орбиты T_0 на орбиту перелета T_1 в точке касания этих орбит прилагается первый импульс скорости $\Delta \boldsymbol{V}_1 = \boldsymbol{V}_1 - \boldsymbol{V}_0$, где $\boldsymbol{V}_0$, $\boldsymbol{V}_1$ — векторы скорости до и после приложения импульса скорости соответственно. Его величина для одинакового направления движения по орбитам T_0 и T_1:

$$\Delta V_1 = |\, V_1 - V_0 \,|; \qquad (2.3.65а)$$

для противоположного направления движения по орбитам T_0 и T_1, если $r_0 > r_f$:

$$\Delta V_1 = V_0 + V_1. \qquad (2.3.65б)$$

Скорость КА на начальной орбите:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_0}}, \qquad (2.3.66)$$

начальная скорость движения КА на орбите перелета T_1 в первой ее апсиде при отлете от начальной орбиты:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_0}} \sqrt{\frac{2r_f}{r_0 + r_f}}. \qquad (2.3.67)$$

Если направления движения КА по обеим исходным орбитам одинаковы, то ускоряющий импульс $\Delta \boldsymbol{V}_1$ сообщается в перицентре π_1, он направлен вдоль скоростей $\boldsymbol{V}_0$ и $\boldsymbol{V}_1$, когда $r_0 < r_f$; а тормозной импульс $\Delta \boldsymbol{V}_1$ сообщается в апоцентре α_1 в направлении, противоположном этим скоростям, когда $r_0 > r_f$. В последнем случае для противоположного направления движения значение скорости сначала уменьшается до нуля, затем возрастает до $V_1 = V_{\alpha 1}$.

Для перехода КА с орбиты перелета T_1 на конечную орбиту T_f в точке их касания во второй апсиде орбиты перелета прикладывается второй импульс скорости $\Delta \boldsymbol{V}_2 = \boldsymbol{V}_f - \boldsymbol{V}_2$, где $\boldsymbol{V}_2$, $\boldsymbol{V}_f$ — векторы скорости до и после приложения второго импульса скорости. Его величина для одинакового направления движения по орбитам T_1 и T_f:

$$\Delta V_2 = |\, V_f - V_2 \,|. \qquad (2.3.68а)$$

Для противоположного направления движения по орбитам T_1 и T_f при $r_0 < r_f$:

$$\Delta V_2 = V_2 + V_f. \qquad (2.3.68б)$$

Здесь скорость КА на конечной орбите:

$$V_f = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_f}}. \qquad (2.3.69)$$

Конечная скорость движения КА на орбите перелета T_1 во второй ее апсиде при подлете к конечной орбите:

$$V_2 = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_f}} \sqrt{\frac{2r_0}{r_0 + r_f}}. \qquad (2.3.70)$$

Если направления движения точки по обеим исходным орбитам одинаковы, то ускоряющий импульс $\Delta \boldsymbol{V}_2$ сообщается в апоцентре α_1 переходной орбиты, он направлен вдоль скоростей $\boldsymbol{V}_2$ и $\boldsymbol{V}_f$, когда $r_0 < r_f$, а тормозной импульс $\Delta \boldsymbol{V}_2$ сообщается в перицентре π_1, он направлен противоположно указанным скоростям, когда $r_0 > r_f$. В первом случае для противоположного направления движения значение скорости сначала уменьшается от $V_2 = V_{\alpha 1}$ до нуля, затем возрастает до V_f.

Сумма величин импульсов ГП есть его характеристическая скорость:

$$w_f = \Delta V_1 + \Delta V_2. \qquad (2.3.71)$$

Если оба импульса сообщаются одной и той же реактивной ДУ, то эта скорость по формуле Циолковского определяет расход топлива при перелете, и минимум этой скорости дает минимум расхода топлива и максимум конечной массы КА. Гомановский перелет является частным случаем произвольных двухимпульсных или многоимпульсных перелетов

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

между заданными орбитами. Когда направления движения точки по обеим исходным орбитам одинаковы, ГП становится абсолютно оптимальным по минимуму характеристической скорости в классе всех многоимпульсных перелетов между заданными компланарными орбитами, если отношение большего и меньшего радиусов исходных орбит $\tilde{r} = \max(r_0, r_f)/\min(r_0, r_f)$ не очень велико ($\tilde{r} < \tilde{r}_1 \approx 11{,}94$). Если же $\tilde{r} > \tilde{r}_1$, то ГП уступает по характеристической скорости некоторым трехимпульсным биэллиптическим перелетам.

Если движение по исходным орбитам осуществляется в противоположных направлениях (начальное наклонение орбиты $i_0 = 0$, конечное $i_f = \pi$), то ГП не будет оптимальным по минимуму w_f в классе многоимпульсных переходов.

Замечание. Приведенная выше простейшая, классическая схема ГП использует мгновенные, одноимпульсные реализации переходов с начальной орбиты на орбиту перелета и с нее на конечную орбиту. Возможны многоимпульсные схемы данного ГП с реализацией данных переходов с помощью ряда последовательных включений тяги, т.е. ряда меньших импульсов скорости в том же направлении и той же суммарной величины, что и в классической схеме. В этой многоимпульсной схеме указанные последовательные меньшие импульсы разделены по времени пассивными движениями КА в течение периода получающейся эллиптической орбиты с центральным углом поворота 360°. Поэтому время перелета в данной многоимпульсной схеме увеличивается по сравнению с классической схемой (2.3.64), (2.3.65) на время указанных пассивных оборотов. В импульсном случае энергетически (по скоростям ΔV_1, ΔV_2, w_f) данные схемы эквивалентны классической схеме. Однако при реализации импульсов скорости с помощью конечной тяги реактивного двигателя (при этом характеристическая скорость $w_f = \int_{t_0}^{t_f} \frac{P}{m} dt$), используя указанную многоимпульсную схему, можно значительно уменьшить «гравитационные потери».

Двухимпульсный перелет между компланарными эллиптическими орбитами

Если орбиты не нарушают заданных фазовых ограничений, т.е. являются орбитами типа I, то полное решение данная задача получила для случая соосной ориентации орбит, которая может быть одинаковой соосной или обратной соосной.

1. *Случай свободной ориентации эллиптических орбит*. В случае перелета между эллиптическими компланарными свободно ориентированными орбитами оптимальной будет их одинаково-соосная ориентация при минимизации суммы величин импульсов, т.е. характеристической скорости. В этом случае линии апсид обеих исходных орбит направлены по одной прямой, причем их направления от центра притяжения к перицентру одинаковы, $\omega_0 = \omega_f$.

Оптимальным двухимпульсным перелетом в данном случае будет обобщение описанного выше гомановского перелета. Его называют «квазигомановским» или обобщенным гомановским перелетом. Он осуществляется по дуге полуэллипса, соединяющей более удаленный апоцентр исходных орбит и перицентр другой орбиты. При этом в случае противоположного направления движения по исходным орбитам направление движения меняется при сообщении импульса в более удаленном апоцентре. Обозначим через r_0, r_f расстояния от центра притяжения до начальной и конечной точек перелета, через $r_{\pi 0}$, $r_{\alpha 0}$, $r_{\pi f}$, $r_{\alpha f}$ — перицентрическое и апоцентрическое расстояния начальной и конечной орбит соответственно. Если более удаленным апоцентром является конечный апоцентр ($r_{\alpha f} > r_{\alpha 0}$), то начальной точкой M_0 орбиты перелета и ее перицентром будет начальный перицентр π_0, а конечной точкой M_f орбиты перелета и ее апоцентром станет конечный апоцентр α_f: $r_0 = r_{\pi 0} = r_{\pi 1}$, $r_f = r_{\alpha f} = r_{\alpha 1}$. На рис. 2.3.5 приведен случай двухимпульсного

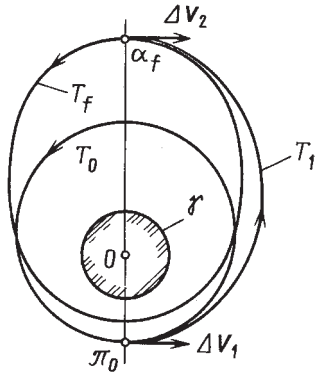


Рис. 2.3.5. Двухимпульсный перелет между эллиптическими орбитами с одинаковой соосной ориентацией

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

перелета между эллиптическими орбитами с одинаковой соосной ориентацией.

В этом случае формулы (2.3.65), (2.3.67), (2.3.68), (2.3.70), (2.3.71) сохраняются, а формулы (2.3.66), (2.3.69) для начальной и конечной скоростей изменятся:

$$V_0 = V_{\pi 0} = V_\pi(r_{\pi 0}, r_{\alpha\,0}),\ V_f = V_{\alpha f} = V_\alpha(r_{\pi f}, r_{\alpha\,f}), \tag{2.3.72}$$

где скорости в перицентре и апоцентре орбиты, для которой r_π, r_α — суть ее пери- и апоцентрическое расстояния:

$$V_\pi(r_\pi, r_\alpha) = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_\pi}}\sqrt{\frac{2r_\alpha}{r_\pi + r_\alpha}}; \tag{2.3.73}$$

$$V_\alpha(r_\pi, r_\alpha) = \sqrt{\frac{\mu_g}{r_\alpha}}\sqrt{\frac{2r_\pi}{r_\pi + r_\alpha}} \tag{2.3.74}$$

Если же $r_{\alpha f} < r_{\alpha 0}$, то начальной точкой орбиты перелета, ее апоцентром будет начальный апоцентр α_0, а конечной точкой орбиты перелета, ее перицентром будет конечный перицентр π_f. Теперь $r_0 = r_{\alpha 0} = r_{\alpha 1}$, $r_f = r_{\pi f} = r_{\pi 1}$. Формулы (2.3.65), (2.3.67), (2.3.68), (2.3.70), (2.3.71) сохраняются, а начальная и конечная скорости определятся как

$$V_0 = V_\alpha(r_{\pi 0}, r_{\alpha 0}),\ V_f = V_\pi(r_{\pi f}, r_{\alpha f}). \tag{2.3.75}$$

В классе многоимпульсных перелетов в случае одинакового направления движения по исходным орбитам оптимальным будет данный *обобщенный гомановский перелет* или *трехимпульсный биэллиптический перелет* с промежуточным импульсом на внешней границе Г. В случае противоположного направления движения по исходным орбитам в классе многоимпульсных перелетов оптимален всегда *трехимпульсный биэллиптический перелет* с изменением направления движения на максимально возможном расстоянии от центрального небесного тела, т.е. на внешней границе кольца *K*.

2. *Случай обратно-соосной ориентации исходных орбит*. В этом случае линии апсид исходных орбит направлены опять по одной прямой, но направления из центра притяжения к перицентру у них противоположны, $\omega_0 = \omega_f + \pi$. Оптимальными двухимпульсными перелетами будут апсидальные «квазигомановские» перелеты «перицентр–перицентр» — для непересекающихся исходных орбит — или «апоцентр–апоцентр» ([6] п. 2.3.6, [5] п. 2.3.5, [9] п. 2.3.4, [7] п. 2.3.2). Двухимпульсный перелет между орбитами с обратно-соосной ориентацией иллюстрирует рис. 2.3.6.

3. Если ориентация исходных орбит задана другой, несоосной, то оптимальные решения определяются численно в соответствии с общим методом, описанным выше.

Пример. Поворот линии апсид эллиптической орбиты ([5] п. 2.3.5, [6] п. 2.3.6). На рис. 2.3.7 представлен оптимальный двухимпульсный поворот.

Для случая $r_{\max} = \infty$ в классе многоимпульсных перелетов оптимальным может

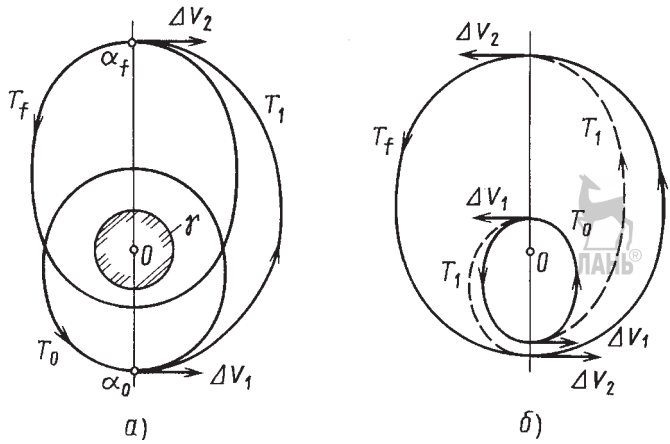


Рис. 2.3.6. Двухимпульсный перелет между орбитами с обратно-соосной ориентацией:
а — пересекающиеся орбиты; *б* — непересекающиеся орбиты

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

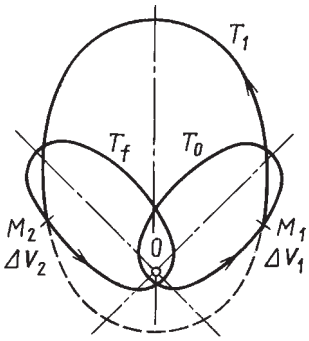


Рис. 2.3.7. Схема оптимального двухимпульсного поворота линии апсид эллиптической орбиты

быть также *бипараболический перелет* (*БПП*). Последний включает два ненулевых импульса в перицентрах исходных орбит и два нулевых импульса в бесконечности, они реализуют движение по дуге бесконечно удаленной окружности, что дает поворот орбиты.

Двухимпульсные перелеты между некомпланарными круговыми и эллиптическими орбитами

1. *Двухимпульсный перелет между некомпланарными круговыми орбитами.* В этом случае рассматривается задача перелета между двумя круговыми орбитами радиусов r_0 и r_f с углом между их плоскостями i, причем пусть $r_0 < r_f$. На рис. 2.3.4, *а* эти орбиты изображены в одной плоскости. Оптимальный двухимпульсный перелет будет обобщенным гомановским: импульсы прикладываются на линии пересечения исходных орбит — линии узлов. Переходная орбита T_1, получающаяся после приложения первого импульса на начальной орбите, достигает обеих исходных орбит, т.е. ее пери- и апоцентрическое расстояния:

$$r_{\pi 1} = \min(r_0, r_f),\ r_{\alpha 1} = \max(r_0, r_f). \quad (2.3.76)$$

В данном случае $r_0 < r_f$, $r_{\pi 1} = r_0$, $r_{\alpha 1} = r_f$. Наклонение меняется при сообщении каждого импульса скорости, причем бóльшая часть поворота плоскости орбиты должна осуществляться на на большем расстоянии. Поворот плоскости Δi_1 импульсом ΔV_1 на меньшем расстоянии не превышает 6°. Распределение поворота плоскости между импульсами определяется, исходя из минимизации суммы величин импульсов скорости w_f (2.3.70), причем

$$\Delta V_1 = (V_0^2 + V_1^2 - 2V_0V_1\cos\Delta i_1)^{1/2};$$
$$\Delta V_2 = [V_f^2 + V_2^2 - 2V_fV_2\cos(i - \Delta i_1)]^{1/2}, \quad (2.3.77)$$

где V_0, V_f — скорости в точках приложения импульсов на начальной (2.3.66) и конечной (2.3.69) орбите соответственно; V_1, V_2 — скорости после первого (2.3.67) импульса и перед вторым (2.3.70) импульсом соответственно. Минимум функции $w_f(\Delta i_1) = \Delta V_1 + \Delta V_2$ дает оптимальный перелет [2, 6, 7] п. 2.3.6; [5] п. 2.3.5, [7–9] п. 2.3.4.

Для оптимального двухимпульсного перелета с круговой орбиты ожидания радиуса r_0 = 6630 км на геостационарную орбиту радиуса r_f = 42 164 км на рис. 2.3.8 приведены значения суммарной скорости w_f, значений импульсов ΔV_1, ΔV_2 и угла поворота при первом импульсе Δi_1 в зависимости от общего угла между плоскостями исходных орбит i.

Замечание. Анализ задачи в классе многоимпульсных перелетов показывает, что в зависимости от соотношения радиусов орбит r_0/r_f и угла поворота i оптимальным может быть данное двухимпульсное решение (N = 2 при ~0,084 < r_0/r_f < 1, i < ~40°) или трехимпульсное (N = 3) с конечным радиусом в точке промежуточного импульса, а также предельный БПП при $r_{max} = \infty$ (или с импульсом на внешней границе Г при $r_{max} < \infty$). Для $r_{max} = \infty$ в разделе «БЭП между некомпланарными орбитами» приведены области оптимальности разных типов переходов.

В случае эллиптических исходных орбит достаточно полное решение получила данная задача для соосной ориентации орбит, когда их линия апсид есть *линия узлов* орбит. Возможны два случая.

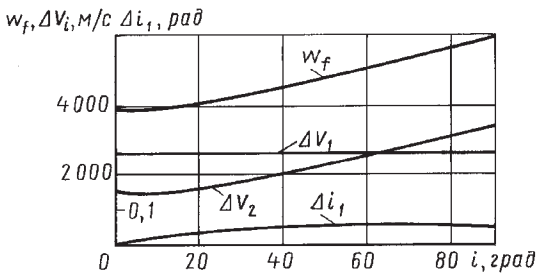


Рис. 2.3.8. Характеристики двухимпульсного перелета с орбиты ожидания на геостационарную орбиту

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2. *Двухимпульсный перелет между некомпланарными эллиптическими одинаково-соосными орбитами*. Оптимальным двухимпульсным перелетом будет обобщенный Гомановский перелет, сочетающий свойства компланарного перелета между эллиптическими одинаково-соосными орбитами и некомпланарного перелета между круговыми орбитами. Для него орбита перелета — дуга полуэллипса, которая соединяет более удаленный апоцентр исходных орбит и перицентр другой исходной орбиты, здесь же будут и апсиды, соответственно апоцентр и перицентр орбиты перехода. Импульсы скорости, как и при перелете между круговыми орбитами, сообщаются в горизонтальных плоскостях, их радиальные составляющие — нулевые. Поворот плоскости орбиты осуществляется при каждом импульсе, весь поворот плоскости распределяется так, чтобы минимизировать функционал w_f (2.3.71), (2.3.77).

Пусть для определенности $r_{\alpha 0} < r_{\alpha f}$. Тогда для орбиты перелета:

$$r_0 = r_{\pi 0} = r_{\pi 1};\ r_f = r_{\alpha 1} = \max(r_{\alpha 0},\ r_{\alpha f}) = r_{\alpha f}. \quad (2.3.78)$$

Теперь вместо (2.3.66), (2.3.69) $V_0 = V_{\pi 0} = V_\pi(r_{\pi 0}, r_{\alpha 0})$, $V_f = V_{\alpha f} = V_\alpha(r_{\pi f}, r_{\alpha f})$, функции V_π, V_α определены в (2.3.73), (2.3.74). Минимизация функции $w_f(\Delta i_1)$ дает оптимальные значения первого и второго поворотов Δi_1, $i_2 = i - \Delta i_1$ и весь перелет.

Замечание. Анализ задачи в классе многоимпульсных перелетов показывает, что оптимальным может быть данное двухимпульсное решение $N = 2$ или биэллиптическое трехимпульсное $N = 3$ с некоторым радиусом в точке приложения промежуточного импульса, а также в пределе БПП при $r_{\max} = \infty$ (или биэллиптический с импульсом на внешней границе Г при $r_{\max} < \infty$).

3. *Двухимпульсный перелет между некомпланарными эллиптическими обратно-соосными орбитами*. Оптимальным двухимпульсным перелетом будет обобщенный гомановский перелет. Для него орбита перелета — дуга полуэллипса, она соединяет апоцентры исходных орбит «апоцентр–апоцентр» или их перицентры «перицентр–перицентр», последний случай может быть только для непересекающихся исходных орбит. Здесь же будут и апсиды (апоцентр и перицентр) орбиты перехода ([6, 7] п. 2.3.6; [5] п. 2.3.5; [9] п. 2.3.4).

Импульсы скорости опять сообщаются в горизонтальных плоскостях, их радиальные составляющие — нулевые. Поворот плоскости орбиты осуществляется при каждом импульсе, весь поворот плоскости распределяется так, чтобы минимизировать функционал w_f (2.3.71), (2.3.77).

4. *Общие случаи орбит*. В более общих случаях ориентации орбит задача, как правило, решается численно, на основе общих методов анализа перелетов. Может быть использован метод продолжения по параметру, на основе, например, решений для описанных частных случаев.

Перелеты с числом импульсов больше двух

Если при перелете сообщается более двух импульсов, то импульсы прилагаются не только на исходных орбитах, но и в дополнительных промежуточных точках. Простейший из таких перелетов — трехимпульсный перелет. Первым реальный вклад в изучение оптимальных трехимпульсных перелетов внес советский ученый А.А. Штернфельд [9]. Он впервые предложил «обходные» биэллиптические траектории перелета.

В общем случае N-импульсный перелет задается, во-первых, как и двухимпульсный перелет, точками $M_1(\boldsymbol{r}_1, t_1)$, $M_N(\boldsymbol{r}_N, t_N)$ приложения двух «концевых» импульсов $\Delta \boldsymbol{V}_1$, $\Delta \boldsymbol{V}_N$ на исходных орбитах T_0, T_f, и точками $M_i(\boldsymbol{r}_i, t_i)$ приложения дополнительных промежуточных $N - 2$ импульсов скорости $\Delta \boldsymbol{V}_i$, $i = 2, \ldots, N - 1$.

Для концевых точек параметрами исходных орбит задаются также векторы скорости $\boldsymbol{V}_1^-$, $\boldsymbol{V}_N^+$ до приложения первого и после приложения последнего импульсов. Имеем $N - 1$ дуг перелета между данными орбитами. Для каждой такой дуги перелета между соседними точками $M_{(i-1)}$ и M_i по их параметрам $(\boldsymbol{r}_{(i-1)}, t_{(i-1)})$, $\boldsymbol{r}_i$, t_i) определяется орбита перелета, например, методом Ламберта–Эйлера (см. п. «Двухимпульсные перелеты»), что позволяет определить векторы скорости в точках приложения импульсов $\boldsymbol{V}_{i-1}^+$, $\boldsymbol{V}_i^-$, затем — импульсы скорости и характеристическую скорость перелета w_f:

$$\Delta \boldsymbol{V}_i = \boldsymbol{V}_i^+ - \boldsymbol{V}_i^-;\ i = 1, 2, \ldots, N;\ w_f = \sum_{i=1}^{N} \Delta V_i. \quad (2.3.79)$$

Если все импульсы осуществляются включением одного двигателя и масса расходуется только на сообщение импульсов, то, по

формуле Циолковского, максимум конечной массы достигается при минимуме характеристической скорости. При фиксированных концевых точках перелета задача определения перелета сводится к минимизации функции $w_f(\boldsymbol{r}_2,\ t_2,\ ...,\ \boldsymbol{r}_{N-1},\ t_{N-1})$. Если есть некоторая свобода в выборе этих точек приложения импульсов скорости (времен t_1, t_N или углов u_1, u_N), то варьируются точки M_1, M_N, оптимизируется функция $w_f(M_1,\ M_N)$. При этом находится минимум суммы величин импульсов $w_{f\min} = w_f(M_{1\text{opt}},\ M_{N\text{opt}})$ и одновременно оптимальные точки приложения импульсов $M_{1\text{opt}}$, $M_{N\text{opt}}$ и орбита оптимального перелета T_{opt}.

Оптимальные многоимпульсные перелеты могут быть определены также на основе необходимых условий оптимальности — аналитически или численно. В последнем случае необходимо хорошее начальное приближение. Может быть применен метод продолжения по параметру, исходя из известного решения для некоторого частного случая.

При исследовании оптимальных многоимпульсных перелетов в кеплеровском поле без ограничений на время перелета и расстояние полезным стал метод анализа системы $\boldsymbol{q}(w)$, где $\boldsymbol{q}$ — элементы орбиты, w — характеристическая скорость, а управлением u является положение активной точки на оскулирующей орбите $T(w)$ и ориентация тяги ([1] п. 2.3.4). Здесь наибольшие результаты получены для случая плоских перелетов между эллиптическими орбитами. Для этого случая установлены качественные свойства направления оптимальных импульсов в зависимости от точки на орбите ([6–8, 10] п. 2.3.6, а также [5, 8] п. 2.3.5; [9] п. 2.3.4). Допустимое направление тяги составляет небольшую область между трансверсалью и скоростью, причем угол γ наклона тяги к трансверсали ($\gamma \subset [\gamma_1, \gamma_2]$) удовлетворяет условиям:

$$|\gamma|_{\max} < 26{,}2^\circ;\ |\gamma_2 - \gamma_1| < 12^\circ{,}5;\ |\ (\gamma_2 - \gamma_1)\ /\theta| < 0{,}2,$$

где θ — угол наклона скорости к трансверсали.

Оптимальные перелеты в этом случае могут быть бипараболическими с уходом в «бесконечность» ($\boldsymbol{r}_{\max} = \infty$) и «конечными» (с ненулевыми импульсами на конечных расстояниях от центра) одно-, двух-, трехимпульсными, причем в них ускоряющий импульс предшествует тормозному. Для реализации случая $N = 3$ должен выполняться ряд условий, в частности:

$$e_0 + e_f > (21 + \sqrt{41})\ /16 \approx 1{,}7127;\ 0 < |\Delta\omega| < 22^\circ.$$

Достаточно полный анализ многоимпульсных перелетов сделан также для случая околокруговых орбит (п. 2.3.7, а также [8, 9] п. 2.3.4), для случая свободно-ориентированных орбит с ограничениями на расстояние до центра притяжения ([7, 9] п. 2.3.4, [2–4] п. 2.3.5) и некоторых других частных случаев. В общем случае задача исследуется численно.

Биэллиптический перелет между круговыми орбитами

Биэллиптический перелет (*БЭП*) — трехимпульсный перелет между двумя круговыми компланарными орбитами в центральном ньютоновском гравитационном поле, осуществляемый по двум полуэллипсам, касающимся в своих перицентрах исходных орбит (начальной и конечной) и касающимся друг друга в общем апоцентре, который более удален от центра притяжения, чем исходные орбиты ([1, 6, 7, 9] п. 2.3.6, [7, 9] п. 2.3.4).

На рис. 2.3.9 приведена схема БЭП (перехода) с начальной орбиты T_0 радиуса r_0 на конечную орбиту T_f радиуса r_f для случая, когда

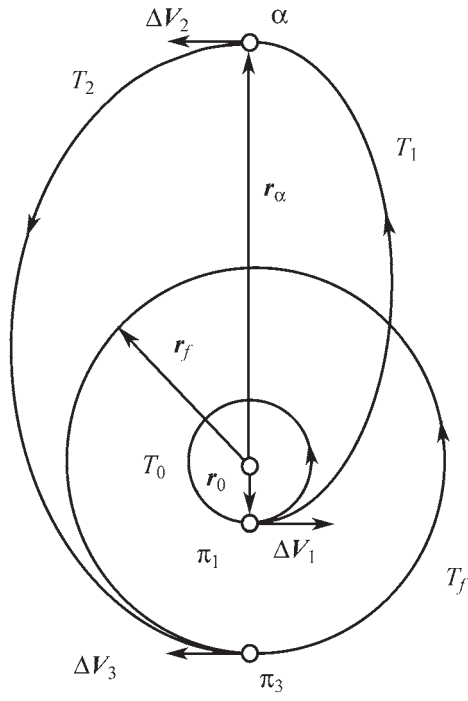


Рис. 2.3.9. Схема трехимпульсного биэллиптического перелета между круговыми орбитами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

направления движения по обеим исходным орбитам одинаковы и $r_0 < r_f$. Первая орбита перелета (переходная орбита) T_1 в своем перицентре касается начальной орбиты T_0, а вторая орбита перелета T_2 в своем перицентре π_2 касается конечной орбиты T_f. Орбиты перелета T_1 и T_2 касаются друг друга в общем апоцентре α ($\alpha_1 = \alpha_2$), здесь сообщается промежуточный импульс скорости ΔV_2.

Пусть $r_{\pi 1}$, $r_{\pi 2}$, $r_{\alpha 1}$, $r_{\alpha 2}$ — пери- и апоцентрические расстояния орбит перелета T_1 и T_2 соответственно, r_α — расстояние до центра притяжения в их общем апоцентре α. Тогда для БЭП, вообще говоря,

$$r_{\pi 1} = r_0;\ r_{\pi 2} = r_f;\ \max(r_0;\ r_f) \le r_{\alpha 1} = r_{\alpha 2} = r_\alpha \le r_{\max}. \tag{2.3.80}$$

Если в предельном случае $r_\alpha = \max(r_0, r_f)$, то БЭП вырождается в ГП. Расстояние r_α — параметр БЭП и обычно определяется из энергетических, динамических или временны́х соображений.

Большие полуоси эллипсов перелета T_1 и T_2:

$$a_1 = \frac{r_0 + r_\alpha}{2},\ a_2 = \frac{r_f + r_\alpha}{2}, \tag{2.3.81}$$

времена перелета по переходным орбитам T_1, T_2 и общее время перелета:

$$\Delta T_1 = \pi \frac{a_1^{3/2}}{\sqrt{\mu_g}},\ \Delta T_2 = \pi \frac{a_2^{3/2}}{\sqrt{\mu_g}},\ \Delta T_\Sigma = \Delta T_1 + \Delta T_2. \tag{2.3.82}$$

Для схода КА с начальной орбиты T_0 на орбиту перелета T_1 в точке касания этих орбит прилагается первый импульс скорости $\Delta \boldsymbol{V}_1 = \boldsymbol{V}_{\pi 1} - \boldsymbol{V}_0$, где $\boldsymbol{V}_0$, $\boldsymbol{V}_{\pi 1}$ — векторы скорости до и после приложения импульса скорости. Его величина

$$\Delta V_1 = V_{\pi 1} - V_0, \tag{2.3.83а}$$

где V_0 — скорость КА на начальной орбите (2.3.66).

Скорость КА в перицентре π_1 орбиты перелета T_1:

$$V_{\pi 1} = V_\pi(r_0, r_\alpha), \tag{2.3.83б}$$

где $V_\pi(r_\pi, r_\alpha)$ — скорость в перицентре орбиты, для которой r_π, r_α — ее пери- и апоцентрическое расстояния (2.3.73).

Для перехода КА с орбиты перелета T_1 на орбиту перелета T_2 в точке их касания в общем апоцентре прикладывается второй импульс скорости $\Delta \boldsymbol{V}_2 = \boldsymbol{V}_{\alpha 2} - \boldsymbol{V}_{\alpha 1}$, где $\boldsymbol{V}_{\alpha 1}$, $\boldsymbol{V}_{\alpha 2}$ — векторы скорости до и после приложения второго импульса скорости. Его величина для случая одинакового направления движений по исходным орбитам равна

$$\Delta V_2 = |\, V_{\alpha 2} - V_{\alpha 1}\,|, \tag{2.3.84а}$$

если же направления движений по исходным орбитам противоположны, то

$$\Delta V_2 = V_{\alpha 1} + V_{\alpha 2}. \tag{2.3.84б}$$

Здесь

$$V_{\alpha 1} = V_\alpha(r_0, r_\alpha),\ V_{\alpha 2} = V_\alpha(r_f, r_\alpha), \tag{2.3.84в}$$

где $V_\alpha(r_\pi, r_\alpha)$ — скорость в апоцентре орбиты (2.3.74).

Для перехода с орбиты перелета T_2 на конечную орбиту T_f сообщается третий, тормозной импульс скорости $\Delta \boldsymbol{V}_3 = \boldsymbol{V}_f - \boldsymbol{V}_{\pi 2}$, где $\boldsymbol{V}_f$, $\boldsymbol{V}_{\pi 2}$ — векторы скорости после и до приложения импульса. Величина импульса:

$$\Delta V_3 = V_{\pi 2} - V_f, \tag{2.3.85}$$

где V_f — скорость КА на конечной орбите (2.3.69).

Скорость в перицентре орбиты T_2 (2.3.73) равна

$$V_{\pi 2} = V_\pi(r_f, r_\alpha) \tag{2.3.85а}$$

Сумма величин импульсов БЭП — его характеристическая скорость:

$$w_f = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3. \tag{2.3.86}$$

Если масса расходуется только при сообщении импульсов скорости, и все три импульса сообщаются включением одной и той же реактивной двигательной установки, то эта скорость по формуле Циолковского определяет расход топлива при перелете и минимум этой скорости дает минимум расхода топлива и максимум конечной массы КА.

БЭП — частный случай произвольных трехимпульсных или, вообще, многоимпульсных перелетов между заданными круговыми орбитами. При одинаковом направлении движения по исходным орбитам и при ограничении сверху расстояния r до центра притяже-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

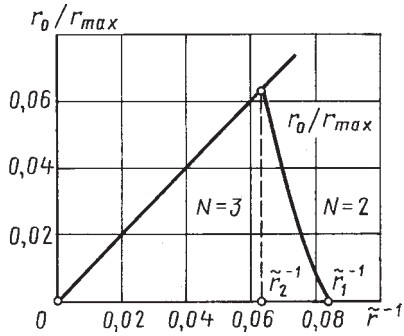


Рис. 2.3.10. Области оптимальности двух- и трехимпульсного перелета между круговыми орбитами

ния ($r \le r_{max}$) оптимальным становится двухимпульсный перелет Гомана–Цандера или биэллиптический перелет Штернфельда ([9] п. 2.3.6, [7] п. 2.3.4), для которого $r_\alpha = r_{max}$. При этом, если отношение большего и меньшего радиусов исходных орбит $\tilde{r} = \max(r_0, r_f)/\min(r_0, r_f)$ не очень велико, $\tilde{r} \le \tilde{r}_1 \approx 11{,}94$, то оптимальным будет двухимпульсный перелет Гомана–Цандера. Если же $\tilde{r} \ge \tilde{r}_2 = (4\cos 40° - 3)^{-1} \approx 15{,}58$, то оптимальным всегда будет трехимпульсный биэллиптический переход. В случае $\tilde{r}_1 < \tilde{r} < \tilde{r}_2$ есть предельное значение $\tilde{r}_{max}(r_0, r_f)$ такое, что при $r_{max} < \tilde{r}_{max}$ будет $N_{opt} = 2$, получим переход Гомана–Цандера, а при $r_{max} > \tilde{r}_{max}$ будет $N_{opt} = 3$ — получим трехимпульсный переход Штернфельда с промежуточным импульсом на внешней границе $r = r_{max}$. Данные области оптимальности двух- и трехимпульсного перелетов между круговыми орбитами для случая $r_0 < r_f$ приведены на рис. 2.3.10.

Замечания.

1. Если движение по исходным круговым орбитам осуществляется в противоположных направлениях (начальное наклонение орбиты $i_0 = 0$, конечное $i_f = \pi$), то оптимальным (по минимуму скорости w_f) будет всегда трехимпульсный БЭП с изменением направления движения на максимально возможном расстоянии от центрального небесного тела $r = r_{max}$ ([7] п. 2.3.4).

2. Приведенная выше (простейшая, «классическая») схема БЭП использует мгновенные, одноимпульсные реализации переходов между орбитами T_0, T_1, T_2, T_f. Возможны многоимпульсные схемы БЭП с реализацией данных переходов с помощью ряда последовательных включений тяги, т.е. ряда меньших импульсов скорости в том же направлении и той же суммарной величины, что и в «классической» схеме. В этой многоимпульсной схеме данные последовательные меньшие импульсы разделены по времени пассивными движениями КА в течение периода получающейся оскулирующей эллиптической орбиты с центральным углом поворота 360°. Поэтому время перелета в данной многоимпульсной схеме увеличивается по сравнению с временем классической трехимпульсной схемы (2.3.82) на время указанных пассивных оборотов. В импульсном случае энергетически (по скоростям ΔV_1, ΔV_2, ΔV_3, w_f) данные схемы эквивалентны классической схеме. Однако при реализации импульсов скорости с помощью конечной тяги при многоимпульсной схеме могут быть значительно уменьшены «гравитационные потери», особенно для случаев больших величин импульсов скорости.

3. Если ограничить время перелета, то оптимальный перелет между круговыми орбитами изменится. Перелет станет неапсидальным, импульсы будут сообщаться под некоторыми углами к скорости.

Биэллиптические перелеты между компланарными эллиптическими орбитами

1. *Случай свободной ориентации эллиптических орбит — одинаково-соосной ориентации компланарных эллиптических орбит.* В случае перелета между свободно ориентированными эллиптическими орбитами типа I, удовлетворяющими фазовым ограничениям (2.3.47, *а*), оптимальными (при минимизации суммы величин импульсов, характеристической скорости) в классе многоимпульсных перелетов станет их компланарная соосная одинаково направленная ориентация орбит. При этом оптимальным решением с числом импульсов более двух может быть лишь трехимпульсный биэллиптический перелет, который является обобщением выше описанного для случая круговых орбит. В данном случае биэллиптический перелет осуществляется по двум полуэллипсам, касающимся своими перицентрами исходных орбит (начальной и конечной) в их перицентрах и друг друга — в общем апоцентре α ($\alpha_1 = \alpha_2$), который более удален от центра притяжения, чем обе исходные орбиты и лежит на внешней границе Г ($r = r_{max}$). Трехимпульсный перелет между эллиптическими

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

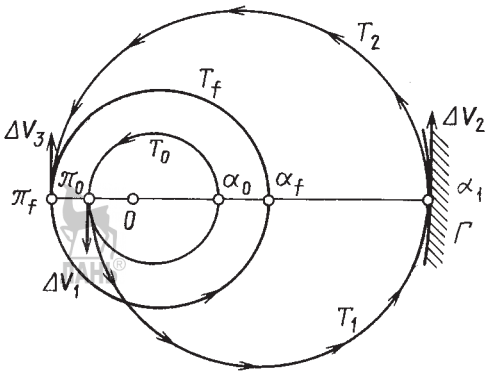


Рис. 2.3.11. Трехимпульсный перелет между эллиптическими орбитами с одинаково–соосной ориентацией

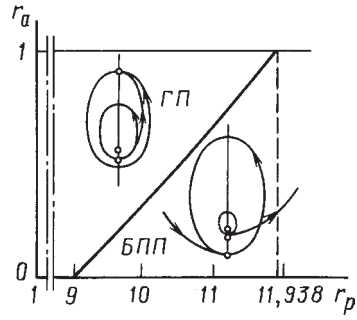


Рис. 2.3.12. Области оптимальности двухимпульсного Гомановского перелета ГП и трехимпульсного бипараболического перелета БПП

орбитами с одинаково-соосной ориентацией иллюстрируется на рис. 2.3.11.

Обозначим через r_0, r_f расстояния от центра притяжения до начальной и конечной точек перелета, через $r_{\pi 0}$, $r_{\alpha 0}$, $r_{\pi f}$, $r_{\alpha f}$ — пери- и апоцентрические расстояния начальной и конечной орбит соответственно. Тогда начальной точкой всего перелета и первой орбиты перелета T_1, ее перицентром, будет начальный перицентр, конечной точкой перелета и второй орбиты перелета T_2, ее перицентром, — конечный перицентр:

$$r_0 \equiv r_{\pi 0} = r_{\pi 1},\ r_f \equiv r_{\pi f} = r_{\pi 2},\ r_{\alpha 1} = r_{\alpha 2} = r_\alpha = r_{\max}. \qquad (2.3.87)$$

Предыдущие результаты (2.3.83–2.3.86) сохраняются, причем начальная и конечная скорости определяются из выражений:

$$V_0 = V_\pi\,(r_{\pi 0},\ r_{\alpha 0}),\ V_f = V_\pi(r_{\pi f},\ r_{\alpha f}). \qquad (2.3.88)$$

Функция $V_\pi(r_\pi,\ r_\alpha)$ определена в (2.3.73).

Для определения абсолютно оптимального импульсного решения в классе всех N-импульсных перелетов, $N = 1, 2, 3, \ldots$ при одинаковом направлении движения по орбитам надо вычислить и сравнить скорость w_f для обоих указанных решений: двухимпульсного Гомановского и трехимпульсного биэллиптического ($\pi_0 \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \pi_f$).

Для случая $r_{\max} = \infty$ построены области оптимальности. Пусть $r_{\pi f} \geq r_{\pi 0}$, $r_p = r_{\pi f}/r_{\pi 0} \geq 1$, $r_a = r_{\pi f}/\max\,(r_{\alpha 0},\ r_{\alpha f})$, $0 \leq r_a \leq 1$. Оптимальными в этом случае могут быть двухимпульсный Гомановский перелет или предельный вариант трехимпульсного биэллиптического перелета ($r_\alpha = \infty$) — БПП с двумя ненулевыми импульсами в перицентрах исходных орбит и «нулевым» импульсом в «бесконечности».

На рис. 2.3.12 ([6] п. 2.3.6, [5] п. 2.3.5) приведены области оптимальности ГП ($N = 2$) и БПП ($r_\alpha = \infty$, $\Delta V_2 = 0$) в зависимости от r_p, r_a. Если $r_p \leq 9$, то $N = 2$, если $r_p \geq \tilde{r}_1 \approx 11{,}94$, то оптимален БПП. В промежуточной области $9 < r_p < \tilde{r}_1 \approx 11{,}94$ существует критическое значение $\tilde{r}_a(r_p)$, такое что при $r_a < r_a(r_p)$ решение будет бипараболическим, а при $r_a \geq r_a(r_p)$ — гомановским.

Если движение по исходным эллиптическим орбитам осуществляется в противоположных направлениях (начальное наклонение орбиты $i_0 = 0$, конечное $i_f = \pi$), то оптимален по минимуму скорости w_f трехимпульсный БЭП с изменением направления движения на максимально возможном расстоянии от центрального небесного тела $r = r_{\max}$.

2. *Случай обратно-соосной ориентации компланарных эллиптических орбит*. В этом случае при $r_{\max} = \infty$ оптимальными могут быть [6]:

– двухимпульсный перелет между перицентрами или апоцентрами исходных орбит: $\pi_0 \Rightarrow \pi_f$ (для пересекающихся орбит) и $\alpha_0 \Rightarrow \alpha_f$ (рис. 2.3.6);

– четырехимпульсный БПП с двумя ненулевыми касательными импульсами в перицентрах исходных орбит и двумя «нулевыми» импульсами в «бесконечности», где осуществляется перелет точки на половину бесконечно удаленной окружности, и благодаря этому повороту линии апсид на 180° ([4] п. 2.3.5, [9]

п. 2.3.4). Области оптимальности разных решений приведены в обзоре [6].

Данный БПП является предельным (при $r_{\max} < \infty$, $r_{\max} \Rightarrow \infty$) для апсидального четырехимпульсного перелета, осуществляемого по схеме $\pi_0 \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \pi_f$ с использованием двух полуэллипсов $\pi_0 \Rightarrow \Gamma$, $\Gamma \Rightarrow \pi_f$ и полуокружности между ними, лежащей на внешней границе Г. Для этого перелета поворот линии апсид на 180° осуществляется движением точки по половине окружности на внешней границе Г.

3. *Общий случай исходных компланарных орбит.* В общем случае задача решается численно. Может использоваться метод сдвига по параметру ([7] п. 2.3.4). Так, при компланарном перелете между эллиптическими орбитами число импульсов доходит до четырех, например, с приложением крайних импульсов вблизи перицентров исходных орбит и двумя промежуточными импульсами у внешней границы кольца.

БЭП между некомпланарными орбитами

Пространственный БЭП между круговыми орбитами

При перелете между некомпланарными круговыми орбитами со свободным временем перелета оптимальным может быть, кроме двухимпульсного перелета (см. «Двухимпульсные перелеты между некомпланарными круговыми и эллиптическими орбитами»), трехимпульсный биэллиптический перелет, осуществляемый, как и в плоском случае (см. «Биэллиптический перелет между круговыми орбитами»), по двум переходным полуэллипсам T_1, T_2, для которых справедливо условие (2.3.80). Апоцентрическое расстояние в их общем апоцентре $r_\alpha = r_{\alpha 1} = r_{\alpha 2}$ опять больше радиусов исходных орбит. Схема перелета приведена на рис. 2.3.13 для случая $r_0 < r_f$, $i_0 = i > 0$, $i_f = 0$.

Отличия пространственного варианта от плоского:

а) импульсы, теперь некасательные к орбитам, они сообщаются в горизонтальных плоскостях, перпендикулярных линии узлов, и каждый импульс меняет плоскость орбиты (рис. 2.3.13);

б) возможны два типа этого трехимпульсного перелета. Для одного, как и прежде, $r_\alpha = r_{\max}$ (в предельном случае $r_{\max} = \infty$ этот перелет будет БПП). Теперь кроме этого решения, которое было и в плоском случае, оптимальным может быть переход с внутренней точкой приложения промежуточного импульса:

$$r_0 \equiv r_{\pi 0} = r_{\pi 1};\ r_f \equiv r_{\pi f} = r_{\pi 2};$$
$$\max(r_0;\ r_f) < r_{\alpha 1} = r_{\alpha 2} = r_\alpha < r_{\max}. \qquad (2.3.89)$$

При заданном расстоянии r_α в общем случае (2.3.80) повороты плоскости орбиты для каждого импульса Δi_1, Δi_2, $\Delta i_3 = i - \Delta i_1 - \Delta i_2$ определяются обычно из условия минимума характеристической скорости перелета, учитывая:

$$\Delta V_1 = (V_0^2 + V_{\pi 1}^2 - 2V_0 V_{\pi 1}\cos\Delta i_1)^{1/2};$$
$$\Delta V_3 = [V_f^2 + V_{\pi 2}^2 - 2V_f V_{\pi 2}\cos(i - \Delta i_1 - \Delta i_2)]^{1/2}; \qquad (2.3.90)$$
$$\Delta V_2 = (V_{\alpha 1}^2 + V_{\alpha 1}^2 - 2V_{\alpha 1}V_{\alpha 2}\cos\Delta i_2)^{1/2};$$
$$w_f = w_f(\Delta i_1, \Delta i_2),$$

где V_0, $V_{\pi 1}$, V_f, $V_{\pi 2}$, $V_{\alpha 1}$ и $V_{\alpha 2}$ определены в (2.3.66), (2.3.83б), (2.3.69), (2.3.85а), (2.3.84в).

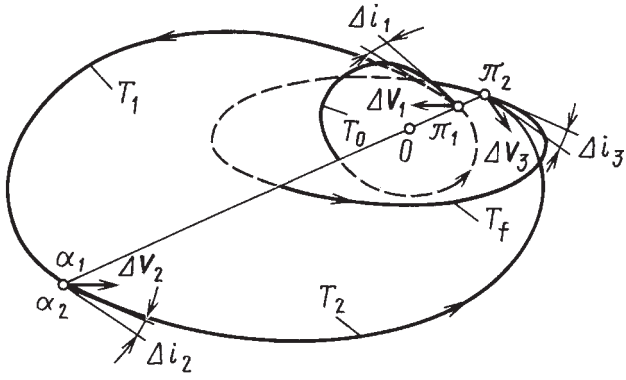


Рис. 2.3.13. Пространственный трехимпульсный биэллиптический перелет

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

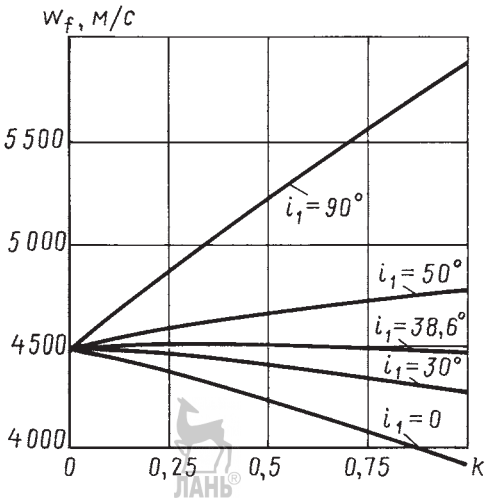


Рис. 2.3.14. Характеристическая скорость пространственного трехимпульсного биэллиптического перелета на ГСО с низкой орбиты ожидания

После оптимизации скорости $w_f(\Delta i_1, \Delta i_2)$ для заданного расстояния r_α выполняется анализ зависимости $w_f(r_\alpha)$, определяется оптимальное расстояние $r_{\alpha\,\mathrm{opt}}$ и весь оптимальный перелет. Большая часть поворота плоскости орбиты осуществляется на большем расстоянии r_α. Для БПП первый и третий импульсы — тангенциальные, весь поворот плоскости орбиты осуществляется нулевым вторым импульсом в бесконечности.

Для многоимпульсных перелетов в поле притяжения Земли с начальной низкой орбиты ИСЗ радиуса $r_0 = 6\,630$ км на геостационарную орбиту, радиуса $r_f = 42\,164$ км, ($r_f/r_0 \approx 6{,}36$; $r_0/r_f \approx 0{,}157$) рис. 2.3.14 дает характеристическую скорость пространственного трехимпульсного БЭП в зависимости от параметра $k = r_f/r_\alpha$ для нескольких начальных наклонений $i_1 = i_0$ ([7] п. 2.3.4). При начальном наклонении $0 \le i_0 \le {\sim}38°$ оптимальным будет вариант $k = 1$, т.е. $r_\alpha = r_f$, $N = 2$, получаем двухимпульсный обобщенный перелет Гомана–Цандера. Для небольшого диапазона углов ${\sim}38° < i_0 < {\sim}38{,}6°$ оптимален трехимпульсный перелет (2.3.89) с внутренним вторым импульсом, по функционалу он практически совпадает с двухимпульсным переходом. При $i_0 > {\sim}38{,}6°$ зависимость $w_f(k)$ монотонно возрастающая, оптимально максимально возможное расстояние $r_\alpha = r_{\max}$. При $r_{\max} = \infty$ получаем БПП.

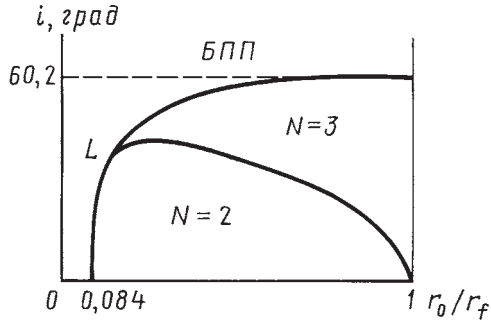


Рис. 2.3.15. Области оптимальности разных типов решений для пространственного перелета между круговыми орбитами

Для случая $r_{\max} = \infty$ на рис. 2.3.15 приведены области оптимальности разных типов решений для пространственного перелета между круговыми орбитами при $r_0 < r_f$ ([6] п. 2.3.6, [5] п. 2.3.5, [9] п. 2.3.4). При большом наклонении ($i > 60{,}2°$), а также при большом отношении радиусов исходных орбит ($r_0/r_f < 0{,}084$) оптимальным является БПП. Диаграмма сводных результатов для этого случая представлена в работе [6].

Замечания.

1. Для задачи перелета КА с начальной круговой орбитой ожидания $r_0 = 6\,630$ км на геостационарную орбиту анализ ([7] п. 2.3.4, [29] п. 2.6.1) показал, что в трехимпульсном перелете с $r_\alpha \approx 400$ тыс. км действие промежуточного импульса скорости ΔV_2 можно осуществить пассивным гравитационным маневром около Луны, тогда перелет станет еще экономичнее.

Рис. 2.3.16 дает характеристическую скорость пространственного перелета между круговыми орбитами ИСЗ для трех схем полета. Кривая w_f^{I} — минимальная сумма величин импульсов двух- и трехимпульсных перелетов

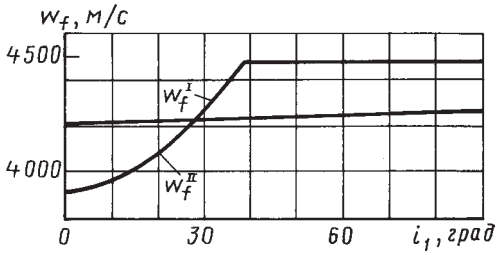


Рис. 2.3.16. Характеристическая скорость пространственного перелета между круговыми орбитами ИСЗ для трех схем полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

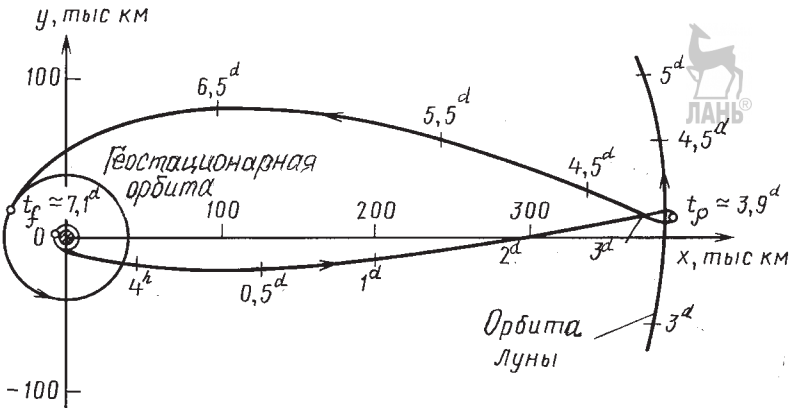


Рис. 2.3.17. Траектория выведения КА на геостационарную орбиту с использованием гравитационного маневра около Луны

в поле притяжения Земли. Кривая w_f^{II} — сумма величин импульсов двухимпульсных перелетов с использованием гравитационного маневра около Луны.

При старте с высокоширотных космодромов, когда начальное наклонение превышает ~28°, оптимальной становится такая схема перелета. На рис. 2.3.17 представлена (в проекции на плоскость Земного экватора) типичная траектория выведения КА на геостационарную орбиту с гравитационным маневром у Луны ([7] п. 2.3.4, [9] п. 2.6.1). Момент t_p соответствует пролету КА в периселении орбиты.

2. Для задачи пространственного перелета между круговыми орбитами также возможна многоимпульсная реализация с разбиением каждого импульса на несколько частей и введением пассивных витков в траекторию перелета. Это позволяет уменьшить расходы при конечной тяге и удовлетворить возможным временным ограничениям.

Биэллиптический перелет между некомпланарными эллиптическими орбитами

Случай некомпланарных эллиптических орбит с одинаково-соосной ориентацией. В этом случае рассматривается перелет между эллиптическими орбитами типа I с общей линией апсид, которая является и линией узлов этих орбит, причем направления из притягивающего центра к перицентрам обеих исходных орбит совпадают. Решения в этом случае аналогичны случаю перелета между некомпланарными круговыми орбитами. Для случая $r_{max} = \infty$ оптимальный перелет может быть ([6, 7] п. 2.3.6, [5] п. 2.3.5, [7, 9] п. 2.3.4):

а) двухимпульсным перелетом (обобщенным ГП) между более удаленным апоцентром и перицентром другой орбиты (см. «Двухимпульсные перелеты между некомпланарными эллиптическими одинаково-соосными орбитами»);

б) трехимпульсным БПП $\pi_0 \Rightarrow \infty \Rightarrow \pi_f$ с сообщением «нулевого» промежуточного импульса на бесконечности;

в) трехимпульсным перелетом $\pi_0 \Rightarrow \alpha \Rightarrow \pi_f$ (2.3.89) с сообщением промежуточного импульса во внутренней точке фазового пространства.

При $r_{max} < \infty$ вариант б) становится трехимпульсным биэллиптическим перелетом $\pi_0 \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \pi_f$ (2.3.87), для него промежуточный импульс сообщается на максимальном расстоянии $r = r_{max}$.

Схема трехимпульсного перелета представлена на рис. 2.3.13. Переходные орбиты T_1, T_2 трехимпульсного перелета соединяют соответствующие исходные перицентры ($\pi_1 = \pi_0$, $\pi_2 = \pi_f$) и общий апоцентр ($\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$), более удаленный, чем исходные апоцентры. Наклон орбит меняется при каждом импульсе, лишь для БПП весь наклон осуществляется нулевым импульсом в бесконечности, для него $\Delta i_1 = 0$, $\Delta i_3 = 0$. Функционал определяется согласно (2.3.90), где для данного случая $V_0 = V_{\pi 0}$, $V_f = V_{\pi f}$.

Случай некомпланарных эллиптических орбит с обратно-соосной ориентацией.

В данном случае рассматривается перелет между эллиптическими орбитами типа I с общей линией апсид, которая является также линией узлов этих орбит, причем направления из притягивающего центра к перицентрам обеих исходных орбит противоположны. Решения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

похожи на случай одинаковой соосности: импульсы сообщаются в апсидах, они меняют наклон плоскости, но есть и важные отличия.

При $r_{max} = \infty$ оптимальный перелет может быть ([6, 7] п. 2.3.6, [5] п. 2.3.5, [9] п. 2.3.4):

а) двухимпульсным перелетом (обобщенным ГП) между апоцентрами исходных орбит «апоцентр–апоцентр» или их перицентрами «перицентр–перицентр» (только для непересекающихся исходных орбит) (см. рис. 2.3.6, «Двухимпульсный перелет между некомпланарными эллиптическими обратно-соосными орбитами»);

б) четырехимпульсным БПП $\pi_0 \Rightarrow \infty \Rightarrow \Rightarrow \infty \Rightarrow \pi_f$ с сообщением двух ненулевых касательных импульсов в перицентрах исходных орбит и двух нулевых промежуточных импульсов на бесконечности, которые меняют наклон орбит и их ориентацию;

в) трехимпульсным перелетом от перицентра к апоцентру π_0 ($\equiv\pi_1$) $\Rightarrow \alpha$ ($\equiv\alpha_1$) $\Rightarrow \alpha_f$ между обратно-соосными орбитами (рис. 2.3.18) или от апоцентра к перицентру $\alpha_0 \Rightarrow \alpha$ ($\equiv\alpha_2$) $\Rightarrow \Rightarrow \pi_f$ (π_2) с сообщением промежуточного импульса во внутренней точке. Расстояние в точке сообщения промежуточного импульса будут в первом варианте $r_\alpha = r_{\alpha 1} > r_{\alpha 0}$; во втором варианте $r_\alpha = r_{\alpha 2} > r_{\alpha f}$.

При $r_{max} < \infty$ БПП варианта б) становится четырехимпульсным БЭП от начального перицентра π_0 к конечному перицентру π_f с промежуточным пролетом по внешней границе Г, т.е. осуществляется по схеме $\pi_0 \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \Gamma \Rightarrow \pi_f$ с использованием двух граничных полуэллипсов — начального перелета от начального перицентра π_0 к внешней границе Г ($\pi_0 \Rightarrow \Gamma$) и конечного перелета от внешней границы к конечному перицентру π_f ($\Gamma \Rightarrow \pi_f$), а также промежуточной полуокружности между ними, лежащей на внешней границе Г ($\Gamma \Rightarrow \Gamma$). Для этого перелета поворот линии апсид на 180° осуществляется движением точки по половине окружности на внешней границе Г.

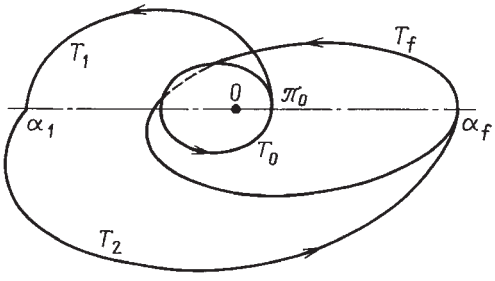


Рис. 2.3.18. Схема пространственного трехимпульсного перелета $\pi_0 \Rightarrow \alpha \Rightarrow \alpha_f$ между обратно-соосными орбитами

Наклон орбит меняется при каждом импульсе (лишь для БПП весь наклон осуществляется нулевыми импульсами в бесконечности, для него $\Delta i_1 = 0$, $\Delta i_4 = 0$). Сравнением перелетов по функционалу определятся оптимальное решение. Для трехимпульсных перелетов предварительно следует определить оптимальные значения расстояния r_α.

Общий случай орбит. В более общих случаях ориентации орбит задача обычно решается численно, на основе общих методов анализа перелетов. Так, может быть использован метод продолжения по параметру с использованием решений для описанных частных случаев.

Перелеты между точкой и эллиптической орбитой

Перелетом из точки на эллиптическую орбиту называют случай перелета, для которого начальными условиями перелета являются кинематические параметры $t_н$, $\boldsymbol{r}_н$, $\boldsymbol{V}_н$, а в конце перелета КА должен находиться в произвольной точке конечной эллиптической орбиты. При этом время перелета несвободно (оно задано, или ограничено) или оскулирующая орбита, соответствующая начальным параметрам, нарушает фазовые ограничения (2.3.45), (2.3.46), т.е. является орбитой типа II, III, IV. Это задачи выведения с планеты на орбиту спутника, задача разгона с орбиты спутника, обратная задача перелета на орбиту спутника с гиперболической орбиты входа КА в сферу действия планеты и т.д. Некоторые такие задачи рассмотрены в [7, 9] п. 2.3.4, [2–5] п. 2.3.5, [7, 11] п. 2.3.6.

Перелеты между точками

Перелетом из точки в точку называют случай перелета, для которого начальные и конечные условия перелета задаются кинематическими параметрами $t_н$, $\boldsymbol{r}_н$, $\boldsymbol{V}_н$ и, соответственно, параметрами $t_к$, $\boldsymbol{r}_к$, $\boldsymbol{V}_к$. При этом время перелета несвободно, т.е. задано (или ограничено), или оскулирующие орбиты, соответствующие начальным и конечным параметрам, нарушают фазовые ограничения (2.3.45), (2.3.46), т.е. являются орбитами типа II, III, IV. Это задачи облета планеты по гиперболическим орбитам, т.е. гравитационный маневр, перелет с орбиты отлета от планеты на орбиту вылета из ее сферы действия и т.д.

Некоторые такие задачи рассмотрены в [7, 9] п. 2.3.4, [2–5] п. 2.3.), [7] п. 2.3.6.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ting Lu.** Optimum orbital transfers by several impulses // Acta Astronautica. Vol. 6, № 5, 1960. P. 256–265.

2. **Райдер Л.** Необходимая характеристическая скорость для перелета между некомпланарными круговыми орбитами с помощью импульсов тяги // Ракетная техника. 1961. № 3. С. 78–86.

3. **Hoelker R.F., Silber R.** The Bi-Elliptical Transfer between Coplanar Circular Orbits // Planetary and Space Sci. 1961. V. 7. P. 164–175.

4. **Хэндельсмен М.** Оптимальные траектории полета в безвоздушном пространстве с постоянной тягой при использовании импульсных траекторий в качестве начальных приближений // Ракетная техника и космонавтика. 1966. Т. 4, № 6. С. 151–158.

5. **Мойер Х.Г.** Необходимые условия оптимальности одноимпульсного перехода // Ракетная техника и космонавтика. 1966. Т. 4, № 8. С. 1405–1410.

6. **Marshal C.** Synthesis of the Analytical Results on Optimal Transfers between Keplerian Orbits (Time-free Case) // Colloque sur les Problemes et Methodes Avancees pour l'Optimisation des Vols Spatiaux, Liege, 1967. 88 p.

7. **Гобец Ф.У., Долл Дж.Р.** Обзор импульсных траекторий // Ракетная техника и космонавтика. 1969. Т. 7, № 5. С. 3–46.

8. **Мойер Х.Г.** Численный обзор траекторий импульсного перехода типа «эллипс–эллипс» // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9, № 2. С. 321–322.

9. **Штернфельд А.А.** Введение в космонавтику. 2-е изд. М.: Наука, 1974. 240 с.

10. **Смолл Х.В.** Глобальный оптимум в задаче компланарного межорбитального перехода // Ракетная техника и космонавтика. 1977. Т. 15, № 9. С. 11–19.

11. **Ивашкин В.В., Скороходов А.П.** Оптимальные многоимпульсные перелеты КА из точки на орбиту // Космические исследования. 1978. Т. XVI, вып. 2. С. 208–216.

2.3.7. ПЕРЕЛЕТЫ МЕЖДУ ОКОЛОКРУГОВЫМИ ОРБИТАМИ

Важность анализа задач маневрирования на околокруговых орбитах объясняется тем, что на орбитах этого класса располагается значительная часть реальных КА. Для этих задач существуют аналитические решения в приближенной, линеаризованной постановке. Они близки к решениям в точной постановке и могут служить хорошим начальным приближением для точного численного определения параметров маневров перелета между эллиптическими орбитами.

Постановка задачи маневрирования на околокруговых орбитах

Задача определения параметров оптимального перелета между близкими околокруговыми орбитами решается в линеаризованной постановке. Вводится опорная круговая орбита радиуса r_0, равного большой полуоси конечной орбиты a_f, лежащая в плоскости конечной орбиты. Используется система координат $OXYZ$, оси OX и OZ направлены из центра притяжения в конечную точку полета и по вектору кинетического момента опорного движения соответственно.

Введем следующие обозначения:

V_0, λ_0 — линейная и угловая скорости движения по опорной круговой орбите соответственно;

индексы «f», «0» соответствуют конечной и начальной орбитам;

e_f, e_0 — эксцентриситеты орбит;

a_f, a_0 — большие полуоси орбит;

ω_f, ω_0 — углы между осью OX и направлениями на перицентр соответствующей орбиты;

t_f — заданное время прихода в конечную точку;

t_0 — время, за которое при движении по начальной орбите проекция радиус-вектора на плоскость конечной орбиты попадет на ось OX;

Z_0 — отклонение точки на начальной орбите от опорной плоскости в момент t_0;

V_{Z0} — относительная боковая скорость в момент t_0.

Предполагается, что на оптимальной траектории перелета сообщается N импульсов скорости, ΔV_{ri}^*, ΔV_{ti}^*, ΔV_{zi}^*, φ_i — радиальная, трансверсальная, боковая составляющие и угол приложения i-го импульса скорости ($i = 1, 2, ..., N$). Угол φ_i отсчитывается в направлении движения КА от оси OX до радиус-вектора точки приложения импульса. Углы φ_i неположительные, причем в конечной точке $\varphi = 0$.

Для околокругового движения условия выхода в заданную точку конечной орбиты запишутся в следующем безразмерном виде [1]:

$$\sum_{i=1}^{N}(\Delta V_{ri}\sin\varphi_i + 2\Delta V_{ti}\cos\varphi_i) = \Delta e_x; \qquad (2.3.91)$$

$$\sum_{i=1}^{N}(-\Delta V_{ri}\cos\varphi_i + 2\Delta V_{ti}\sin\varphi_i) = \Delta e_y; \qquad (2.3.92)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\sum_{i=1}^{N} 2\Delta V_{ti} = \Delta a; \qquad (2.3.93)$$

$$\sum_{i=1}^{N} [2\Delta V_{ri}(1-\cos\varphi_i) + \Delta V_{ti}(-3\varphi_i + 4\sin\varphi_i)] = \Delta t; \qquad (2.3.94)$$

$$\sum_{i=1}^{N} \Delta V_{zi} \sin\varphi_i = -\Delta Z; \qquad (2.3.95);$$

$$\sum_{i=1}^{N} \Delta V_{zi} \cos\varphi_i = \Delta V_z, \qquad (2.3.96)$$

где $\Delta e_x = e_f \cos\omega_f - e_0 \cos\omega_0$; $\Delta e_y = e_f \sin\omega_f - e_0 \sin\omega_0$; $\Delta a = (a_f - a_0)/r_0$; $\Delta t = \lambda_0(t_f - t_0)$; $\Delta Z = Z_0/r_0$; $\Delta V_z = V_{z0}/V_0$; $\Delta V_{ri} = \Delta V_{ri}^*/V_0$; $\Delta V_{ti} = \Delta V_{ti}^*/V_0$; $\Delta V_{zi} = \Delta V_{zi}^*/V_0$.

Задача определения параметров оптимальных маневров формулируется следующим образом: надо определить ΔV_{ri}, ΔV_{ti}, ΔV_{zi}, φ_i ($i = 1, 2, ..., N$), при которых минимальна суммарная характеристическая скорость маневров w_f:

$$w_f = \sum_{i=1}^{N} \Delta V_i = \sum_{i=1}^{N} \sqrt{\Delta V_{ri}^2 + \Delta V_{ti}^2 + \Delta V_{zi}^2} \qquad (2.3.97)$$

при ограничениях (2.3.91)–(2.3.96).

Изменение вектора эксцентриситета орбиты в результате приложения трансверсальной составляющей ΔV_{ri} i-го импульса скорости на плоскости (e_x, e_y) изображается вектором ***AB*** (рис. 2.3.19), имеющим длину $2\Delta V_{ti}$ и проведенным под углом φ_i к оси e_x. Изменение вектора эксцентриситета, вызванное радиальной составляющей импульса скорости, изображается вектором ***BK*** (рис. 2.3.19), имеющим длину ΔV_{ri}, проведенным под углом $1{,}5\pi + \varphi_i$ к оси e_x и перпендикулярным вектору ***AB***. Всему

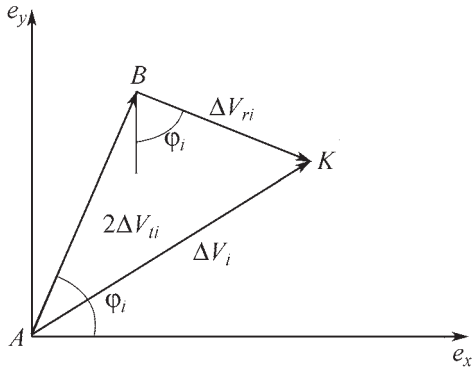


Рис. 2.3.19. Изменение вектора эксцентриситета при сообщении импульса скорости

импульсу скорости на плоскости (e_x, e_y) будет соответствовать вектор ***AK***, показывающий изменение вектора эксцентриситета в результате приложения этого импульса. Многоимпульсному решению задачи в пространстве (e_x, e_y) соответствует некоторая ломаная линия.

В системе (2.3.91)–(2.3.96) присутствуют только изменения элементов орбит в конечной точке. Поэтому переход между эллиптическими орбитами с параметрами (e_{0x}, e_{0y}, a_0) и (e_{fx}, e_{fy}, a_f) в линейном приближении эквивалентен переходу с опорной круговой орбиты радиуса r_0 на эллиптическую с параметрами (Δe_x, Δe_y, $a = r_0 + r_0\Delta a$). В дальнейшем орбита с элементами (Δe_x, Δe_y, $a = r_0 + r_0\Delta a$) будет называться *относительной*, а на плоскости (e_x, e_y) вместо перехода из точки (e_{0x}, e_{0y}) в точку (e_{fx}, e_{fy}) изобразится переход из точки (0, 0) в точку (Δe_x, Δe_y). Таким образом, для близких орбит с небольшими эксцентриситетами общая задача перехода между произвольными орбитами в данном, линейном, приближении эквивалентна более простой задаче перехода с круговой на эллиптическую орбиту.

Необходимые условия оптимальности

Для решения задачи поиска оптимальных параметров маневров используются необходимые условия оптимальности (п. 2.3.3) и теория базис-вектора. Для околокругового движения выражения для определения составляющих базис-вектора (λ, μ, ν), сопряженных соответственно радиальной, трансверсальной и боковой составляющим вектора скорости, приведены в (2.3.52) для $e = 0$. Для обозначения текущего угла в опорной плоскости используется угол θ. Уравнения (2.3.52) обычно используются в следующем виде:

$$\lambda = \sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}\,\sin(\theta - \theta_0) + 2\lambda_6; \qquad (2.3.98)$$

$$\mu = 2\lambda_1 + 2\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}\,\cos(\theta - \theta_0) - 3\lambda_6\theta; \qquad (2.3.99)$$

$$\nu = \frac{\lambda_3\lambda_4 - \lambda_2\lambda_5}{\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}}\sin(\theta - \theta_0) + \frac{\lambda_2\lambda_4 + \lambda_3\lambda_5}{\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}}\cos(\theta - \theta_0); \qquad (2.3.100)$$

$$\operatorname{tg}\theta_0 = \frac{\lambda_2}{\lambda_3}. \qquad (2.3.101)$$

Для оптимальной ориентации i-го импульса скорости, прикладываемого к точке θ_i, необходимо выполнение условий:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\frac{\Delta V_{ri}}{\Delta V_i} = \lambda(\theta_i); \quad \frac{\Delta V_{ti}}{\Delta V_i} = \mu(\theta_i); \quad \frac{\Delta V_{zi}}{\Delta V_i} = \nu(\theta_i).$$

В общем случае уравнения (2.3.98)–(2.3.101) описывают спираль в пространстве (μ, λ, ν) или циклоиду на плоскости (μ, λ). Если $\lambda_6 = 0$, то годограф базис-вектора может вырождаться в эллипс, окружность, отрезок или точку, которые, как следует из необходимых условий оптимальности, должны касаться сферы или окружности единичного радиуса. Константа λ_6 всегда равна нулю для переходов, когда время выхода на заданную орбиту произвольно (уравнение (2.3.94) не учитывается), но $\lambda_6 = 0$ и в некоторых случаях для *задач встречи* (иногда употребляют термин *мягкой встречи*). Вид годографа базис-вектора определяет возможные типы оптимальных решений, а условия задачи определяют выбор конкретного типа решений.

Переходы между компланарными орбитами

При расчете параметров маневров переходов между компланарными орбитами используются уравнения (2.3.91)–(2.3.93) и уравнения (2.3.98), (2.3.99) и (2.3.101).

Переходы между компланарными непересекающимися орбитами

В случае, когда начальная и конечная орбиты не пересекаются ($|\Delta a| > \Delta e$), оптимальному переходу соответствует вырождение годографа базис-вектора в точку, которая принадлежит окружности единичного радиуса. При этом в (2.3.98), (2.3.99) $\lambda_2 = \lambda_3 = \lambda_6 = 0$, $\lambda_1 = -0{,}5$ или $\lambda_1 = 0{,}5$. На плоскости (λ, μ) годограф вырождается в точку $B(-1, 0)$ или $C(1, 0)$. Для этих решений $\lambda = 0$ ($\Delta V_{ri} = 0$), $\mu = 1$ или $\mu = -1$; импульсы скорости — трансверсальные, они или разгонные ($\mu = 1$), или тормозные ($\mu = -1$). Годограф базис-вектора для перехода между компланарными орбитами изображен на рис. 2.3.20. Существует множество решений этого типа с одинаковой суммарной характеристической скоростью w_f, но с разными углами приложения и величинами импульсов скорости.

Чтобы найти параметры конкретного решения, фиксируется угол приложения одного из импульсов скорости, например, $\varphi_1 = \varphi_{1f}$. Затем из уравнений (2.3.91)–(2.3.93) определяются угол приложения второго импульса φ_2 и величины трансверсальных составляющих импульсов ΔV_{t1} и ΔV_{t2}:

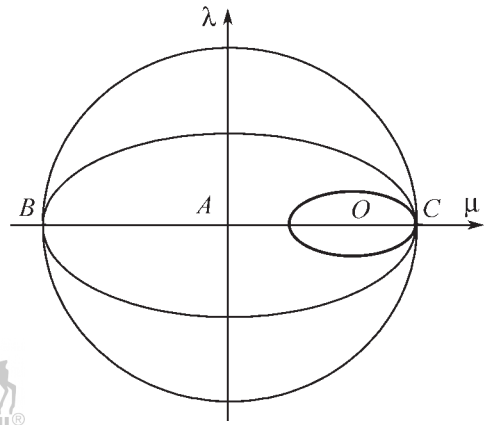


Рис. 2.3.20. Годограф базис-вектора для перехода между компланарными орбитами

$$\left.\begin{aligned} \Delta V_{t1} &= \frac{\Delta e^2 - \Delta a^2}{4(\Delta e_y \sin\varphi_1 + \Delta e_x \cos\varphi_1 - \Delta a)}; \\ \Delta V_{t2} &= \frac{1}{2}\Delta a - \Delta V_{t1}; \\ \operatorname{tg}\varphi_2 &= \frac{\frac{1}{2}\Delta e_y - \Delta V_{t1}\sin\varphi_1}{\frac{1}{2}\Delta e_x - \Delta V_{t1}\cos\varphi_1}. \end{aligned}\right\} \quad (2.3.102)$$

Из уравнения (2.3.93) находится суммарная характеристическая скорость маневра $w_f = \sum_{i=1}^{N} |\Delta V_{ti}| = \frac{1}{2}|\Delta a|$.

На рис. 2.3.21 иллюстрируется геометрическое место вектора эксцентриситета переходной орбиты. Если изменять угол φ_1, то на плоскости (e_x, e_y) геометрическим местом точек, соответствующих вектору эксцентриситета переходной орбиты, получающейся после приложения первого импульса скорости, будет эллипс (рис. 2.3.21, *а*) [2]. Из множества решений с одинаковой суммарной характеристической скоростью можно выбрать решение, удовлетворяющее дополнительным ограничениям — на эксцентриситет переходной орбиты, величины импульсов скорости или их углы приложения и т.д. Например, решению с одинаковыми величинами импульсов скорости соответствует ломаная *ADK* (рис. 2.3.21, *а*).

ГП — частный случай решения этого типа. Так как для ГП начальная и заданная орбиты круговые, то в этом случае $\Delta e_x = \Delta e_y = \Delta e = 0$,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

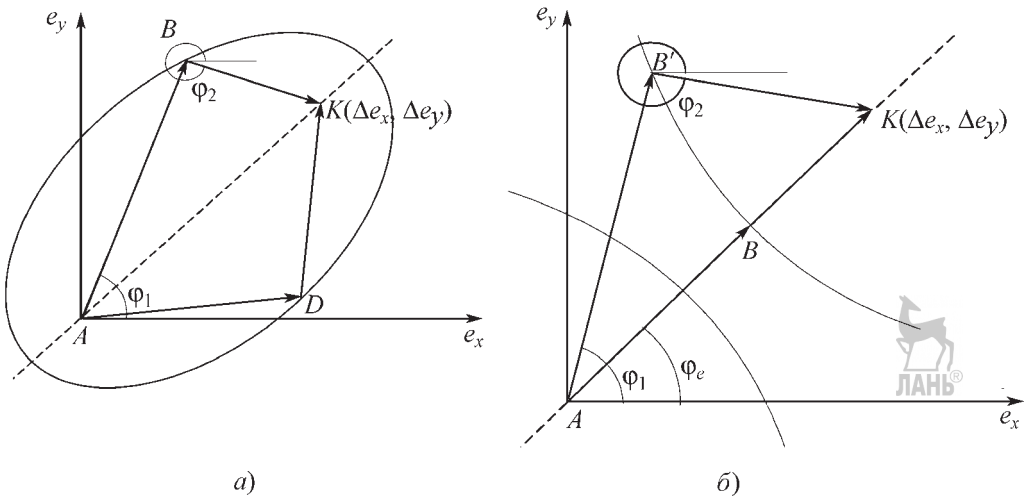


Рис. 2.3.21. Геометрическое место вектора эксцентриситета переходной орбиты. Орбиты: *а* — непересекающиеся; *б* — пересекающиеся

следовательно, $\Delta V_{t1} = \Delta V_{t2} = \frac{1}{4}\Delta a$, угол $\varphi_2 = \varphi_1 + \pi$, а угол φ_1 выбирается произвольно.

Переходы между компланарными пересекающимися орбитами

Оптимальным переходам между пересекающимися орбитами ($|\Delta a| \le \Delta e$) соответствует годограф базис-вектора в виде эллипса, касающегося окружности единичного радиуса в точке $B(-1, 0)$ и $C(1, 0)$ (рис. 2.3.20). При этом $\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2} = 0{,}5$; $\lambda_1 = 0$; $\lambda_6 = 0$. Так как у точек касания эллипса и окружности $\lambda = 0$, $\mu = \pm 1$, то $\Delta V_{ri} = 0$, и импульсы скорости для этого решения опять будут трансверсальными.

Оптимален двухимпульсный переход. Один импульс скорости — тормозной, ему соответствует левая точка касания $\mu = -1$, второй импульс скорости — разгонный, ему соответствует правая точка касания $\mu = 1$. Углы приложения импульсов скорости φ_1, φ_2 отличаются на половину витка.

Для решений, у которых отсутствуют радиальные составляющие импульсов скорости, на плоскости (e_x, e_y) геометрическим местом точек, соответствующих вектору эксцентриситета переходной орбиты, получающейся после приложения первого импульса, будут ветви *гиперболы* (рис. 2.3.21, *б*) [2]. Выбор ветви гиперболы определяется порядком приложения разгонного и тормозного импульсов скорости.

Из всей совокупности этих решений оптимально решение, у которого импульсы скорости направлены вдоль осевой линии гипербол ($2\Delta V_{t1} = AB$, $2\Delta V_{t2} = BK$, рис. 2.3.21, *б*), т.е. импульсы скорости прикладываются на линии апсид относительной орбиты. У такого перехода углы приложения импульсов скорости отличаются на половину витка.

Параметры импульсов скорости находятся по формулам:

$$\Delta V_{t1} = \frac{1}{4}(\Delta a + \Delta e);\ \Delta V_{t2} = \frac{1}{4}(\Delta a - \Delta e);$$

$$\varphi_1 = \varphi_e,\ \varphi_2 = \varphi_e + \pi,$$

где $\operatorname{tg} \varphi_e = \dfrac{\Delta e_y}{\Delta e_x}$.

Для всех задач перехода порядок приложения импульсов скорости можно менять.

Суммарные затраты характеристической скорости вычисляются по формуле $w_f = \sum_{i=1}^{N} |\Delta V_{ti}| = \frac{1}{2}\Delta e$.

Переходы между некомпланарными орбитами

Некомпланарные переходы рассматриваются в системе координат, ось *OX* которой направлена вдоль линии пересечения плоскостей

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

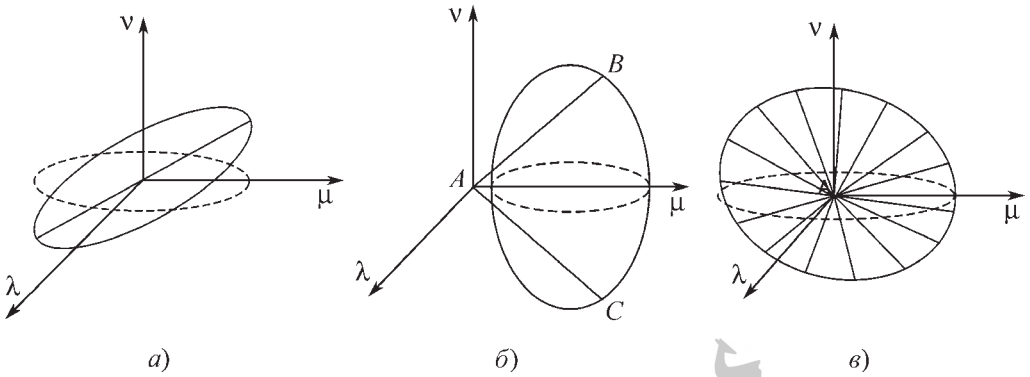


Рис. 2.3.22. Годограф базис-вектора для некомпланарного перехода:
а — узловой случай; *б* — невырожденный случай; *в* — особый случай

орбит. Тогда уравнения (2.3.95), (2.3.96) принимают вид:

$$\left.\begin{aligned}\sum_{i=1}^{N}\Delta V_{zi}\sin\varphi_i=0;\\ \sum_{i=1}^{N}\Delta V_{zi}\cos\varphi_i=\Delta i,\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.103)$$

где $\Delta i=\sqrt{\Delta Z^2+\Delta V_z^2}$, Δi — угол между плоскостями орбит.

При переходе между некомпланарными орбитами существуют три конфигурации годографа базис-вектора (рис. 2.3.22) в форме эллипса, которые позволяют годографу иметь более одного максимума [3].

Первая конфигурация представляет собой семейство решений, у которых центр эллипса расположен в начале системы координат (рис. 2.3.22, *а*). В этом случае, получившем название *узловой случай* (nodal case), два эквивалентных максимума расположены на главной оси эллипса, следовательно, расстояние между углами приложения импульсов скорости составит 180°. Узловой случай описывается следующими уравнениями:

$$\left.\begin{aligned}&\lambda_1=0;\\ &\theta_2=\theta_1+\pi;\\ &\lambda(\theta_1)=-\lambda(\theta_2);\\ &\mu(\theta_1)=-\mu(\theta_2);\\ &\nu(\theta_1)=-\nu(\theta_2).\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.104)$$

Вторая конфигурация, которая допускает два одинаковых максимума базис-вектора, соответствует случаю, когда эллипс проходит через ось μ и центр эллипса сдвинут относительно начала системы координат (рис. 2.3.22, *б*). Он носит название *невырожденный случай* (nondegenerate case) и описывается следующими уравнениями и неравенствами:

$$\left.\begin{aligned}&\lambda_2\lambda_4=-\lambda_3\lambda_5;\\ &\theta_2-\theta_0=\theta_0-\theta_1;\\ &\lambda(\theta_1)=-\lambda(\theta_2);\\ &\mu(\theta_1)=\mu(\theta_2);\\ &\nu(\theta_1)=-\nu(\theta_2),\end{aligned}\right\}, \qquad (2.3.105)$$

$$\left.\begin{aligned}&\cos(\theta_1-\theta_0)=\frac{4\lambda_1(\sqrt{\lambda_2^2+\lambda_3^2})^3}{(\lambda_3\lambda_4-\lambda_2\lambda_5)^2-3(\lambda_2^2+\lambda_3^2)^2};\\ &3(\lambda_2^2+\lambda_3^2)^2<(\lambda_3\lambda_4-\lambda_2\lambda_5)^2;\\ &4\lambda_1\sqrt{\lambda_2^2+\lambda_3^2}\le(\lambda_3\lambda_4-\lambda_2\lambda_5)^2-3(\lambda_2^2+\lambda_3^2)^2.\end{aligned}\right\}$$

Третья конфигурация — комбинация первых двух. Форма годографа базис-вектора — окружность, базис-вектор имеет одну и ту же величину, равную единице, во всех точках орбиты (рис. 2.3.22, *в*). Его называют *особым случаем* (singular case) и описывают следующими уравнениями:

$$\left.\begin{aligned}&\lambda_1=0;\ \lambda_2\lambda_4=-\lambda_3\lambda_5;\\ &3(\lambda_2^2+\lambda_3^2)^2=(\lambda_3\lambda_4-\lambda_2\lambda_5)^2=\frac{3}{4};\\ &\lambda=\frac{1}{2}\sin(\theta-\theta_0);\ \mu=\cos(\theta-\theta_0);\\ &\nu=\pm\frac{\sqrt{3}}{2}\sin(\theta-\theta_0)(\text{«+», если }\Delta i<0).\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.106)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Решая совместно (2.3.91)–(2.3.93), (2.3.98)–(2.3.101), (2.3.103), (2.3.104) либо (2.3.105), либо (2.3.106), находят параметры импульсов скорости перехода, соответствующего этим типам оптимальных решений.

Существует также вырожденный вариант ($\lambda_2 = \lambda_3 = \lambda_6 = 0$), когда годограф вырождается в прямолинейный отрезок [4], это решение без радиальных составляющих импульсов.

Невырожденное решение. Область существования этого решения задается следующими условиями: $\Delta a^2 \ge \Delta e_x^2$; $\Delta a^2 \ge \Delta e_x^2 + \Delta e_y^2 + \frac{2}{\sqrt{3}}\Delta i \Delta e_y - \Delta i^2$.

Выражения для суммарной характеристической скорости w_f и коэффициентов λ_1, λ_2, λ_3, λ_4, λ_5 имеют вид [3]:

$$\left.\begin{aligned}
w_f &= \sqrt{\frac{1}{2}}\sqrt{\Delta i^2 + \Delta e_x^2 + \Delta e_y^2 - \Delta a^2 + \sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}};\\
\lambda_1 &= \frac{\Delta a}{2\Delta V}\left[-\frac{1}{2} + \frac{\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2}{\sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}}\right];\\
\lambda_2 &= \frac{\Delta e_y}{2\Delta V}\left[1 - \frac{-\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2}{\sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}}\right];\\
\lambda_3 &= \frac{\Delta e_x}{2\Delta V}\left[1 - \frac{\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2}{\sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}}\right];\\
\lambda_4 &= -\frac{\Delta e_y}{2\Delta V}\left[\frac{2\Delta i \Delta e_x}{\sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}}\right];\\
\lambda_5 &= \frac{\Delta i}{2\Delta V}\left[1 + \frac{\Delta i^2 - \Delta e_x^2 + \Delta e_y^2 + \Delta a^2}{\sqrt{(\Delta i^2 - \Delta e_x^2 - \Delta e_y^2 + \Delta a^2)^2 + 4\Delta i^2 \Delta e_y^2}}\right].
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.108)$$

Узловое решение

Это решение существует, если выполнены условия: $\Delta a^2 \le \Delta e_x^2$, $3\Delta e_y^2 \le \Delta i^2$. Импульсы скорости прикладываются на линии узлов. Их составляющие находятся по формулам:

$$\left.\begin{aligned}
\Delta V_{t1} &= \frac{1}{4}(\Delta a + \Delta e_x);\\
\Delta V_{r2} &= -\frac{1}{2}(\Delta a + \Delta e_x)\frac{\Delta e_y}{\Delta e_x};\\
\Delta V_{z1} &= \frac{1}{2}(\Delta a + \Delta e_x)\frac{\Delta i}{\Delta e_x};\\
\Delta V_{t2} &= \frac{1}{4}(\Delta a - \Delta e_x);\\
\Delta V_{r2} &= -\frac{1}{2}(\Delta a - \Delta e_x)\frac{\Delta e_y}{\Delta e_x};\\
\Delta V_{z2} &= \frac{1}{2}(\Delta a - \Delta e_x)\frac{\Delta i}{\Delta e_x}.
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.107)$$

Сумма величин импульсов скорости $w_f = \sqrt{\Delta i^2 + \frac{1}{4}\Delta e_x^2 + \Delta e_y^2}$.

Из (2.3.108) и (2.3.101) находится угол θ_0, а из системы (2.3.105) определяются углы приложения импульсов скорости. Ориентация импульсов скорости находится из (2.3.98)–(2.3.101), с помощью (2.3.93) определяется распределение величин импульсов.

Особое решение

Для особого случая область существования решения, суммарная характеристическая скорость и значение угла θ_0 определяются выражениями:

$$\left.\begin{aligned}
&\Delta i^2 \le 3\Delta e_y^2;\\
&\Delta a^2 \le \Delta e_x^2 + \Delta e_y^2 + \frac{2}{\sqrt{3}}\Delta i \Delta e_y - \Delta i^2;\\
&w_f = \frac{1}{4}\sqrt{(\sqrt{3}\Delta i + \Delta e_y)^2 + \Delta e_x^2};\\
&\operatorname{tg}\theta_0 = \frac{\sqrt{3}\Delta i + \Delta e_y}{\Delta e_x}.
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3.109)$$

После перехода к новым переменным a_s, x_s, y_s, связанным с переменными Δa, Δe_x, Δe_y, φ

соотношениями $a_s = \frac{1}{2}\Delta a$, $x_s = \frac{2}{3}(2w_f - \Delta e_x \cos\theta_0 + \Delta e_y \sin\theta_0)$, $y_s = \frac{2}{3}(-\Delta e_x \sin\theta_0 + \Delta e_y \cos\theta_0)$, $\psi = \varphi - \theta_0$, система (2.3.91)–(2.3.93), (2.3.103) примет вид:

$$\left.\begin{aligned} &\sum_{i=1}^{N}\Delta V_i = w_f;\ \sum_{i=1}^{N}\Delta V_i \cos\psi_i = a_s;\\ &\sum_{i=1}^{N}\Delta V_i \sin^2\psi_i = x_s;\\ &\sum_{i=1}^{N}\Delta V_i \sin\psi_i \cos\psi_i = y_s. \end{aligned}\right\} \qquad (2.3.110)$$

В системе (2.3.110) меньше уравнений, чем в (2.3.91)–(2.3.93), (2.3.97), (2.3.103), так как еще два уравнения системы (2.3.110), являвшихся линейной комбинацией остальных уравнений, были исключены.

Из системы (2.3.110) численно определяются параметры оптимального двухимпульсного решения. Ее можно использовать и для аналитического определения эквивалентных по функционалу трехимпульсных решений, задавая значения каких-нибудь двух параметров. Например, можно выбрать угол приложения первого импульса скорости, совпадающим с θ_0 ($\varphi_1 = \theta_0$), а угол приложения второго импульса скорости, отличающимся на половину витка, т.е. $\psi_1 = 0$, $\psi_2 = \pi$, и затем найти из системы (2.3.110) остальные параметры маневров [4].

Решение без радиальных составляющих импульсов скорости

Решение с нулевыми радиальными составляющими представляет собой четвертый возможный тип оптимального решения. Оно существует, если линия апсид относительной орбиты совпадает с линией пересечения плоскостей начальной и конечной орбит ($\Delta e_y = 0$). Углы приложения импульсов скорости отличаются на 180°. При этом $\lambda_2 = \lambda_3 = \lambda_6 = 0$, и система (2.3.98)–(2.3.101) принимает вид:

$$\left.\begin{aligned} &\lambda = 0;\ \mu = 2\lambda_1;\\ &\nu = \sqrt{\lambda_4^2 + \lambda_5^2}\cos(\theta - \theta_1);\\ &\operatorname{tg}\theta_1 = \frac{\lambda_4}{\lambda_5}. \end{aligned}\right\} \qquad (2.3.111)$$

В этом случае годограф базис-вектора вырождается в отрезок, параллельный оси ν и пересекающий ось μ [4]. У оптимальных решений этого типа $\frac{\nu(\theta_1)}{\mu(\theta_1)} = -\frac{\nu(\theta_2)}{\mu(\theta_2)}$, следовательно

$$\frac{\Delta V_{z1}}{\Delta V_{t1}} = -\frac{\Delta V_{z2}}{\Delta V_{t2}}. \qquad (2.3.112)$$

Параметры решения легко находятся из системы (2.3.91)–(2.3.93), (2.3.103).

Универсальное решение без радиальных составляющих импульсов скорости

Запрет на использование радиальных составляющих импульсов скорости часто встречается при работе с реальными КА. Решение без радиальных составляющих более простое, но в общем случае имеет бóльшую суммарную характеристическую скорость, чем рассмотренные выше оптимальные решения.

Для поиска параметров этого решения ($\Delta e_y \neq 0$) можно зафиксировать значение одной из переменных, например $\varphi_1 = \varphi_{1f}$, а затем определить значения ΔV_{t1}, ΔV_{t2}, φ_2 по формулам (2.3.102), значения ΔV_{z1}, ΔV_{z2} определяются из (2.3.103). Далее ищется минимум w_f в пространстве одной переменной φ_1.

Простым и достаточно близким к оптимальному является решение с одинаковым отношением модулей составляющих импульсов:

$$\left|\frac{\Delta V_{z1}}{\Delta V_{t1}}\right| = \left|\frac{\Delta V_{z2}}{\Delta V_{t2}}\right|. \qquad (2.3.113)$$

Угол приложения одного из импульсов этого решения вычисляется по формуле [4]:

$$\operatorname{tg}\frac{\varphi_1}{2} = \left(1 - \frac{\Delta e}{\Delta a}\right)\left(-\operatorname{ctg}\Delta\varphi + \sqrt{\operatorname{ctg}^2\Delta\varphi + \frac{\Delta a^2}{\Delta a^2 - \Delta e^2}}\right), \qquad (2.3.114)$$

где $\Delta\varphi$ — угол между линией пересечения плоскостей орбит и линией апсид относительной орбиты.

Далее по (2.3.102) и (2.3.103) определяются остальные параметры маневров.

Суммарная характеристическая скорость данного решения достаточно близка к суммарной характеристической скорости приведенных выше оптимальных решений, особенно в области, где оптимальны *невырожденные решения*. Поэтому для проектно-исследовательских задач часто достаточно использовать это довольно простое решение.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Задача встречи

Для обеспечения вывода КА в заданную точку конечной орбиты в фиксированное время (задача встречи) часто используется многовитковая схема маневрирования. Импульсы скорости прикладываются на двух интервалах маневрирования, расстояние между которыми может составлять от нескольких до нескольких десятков витков. Такая схема позволяет уточнить параметры орбиты ожидания, получающейся после реализации маневров первого интервала, и затем более аккуратно определить параметры маневров второго интервала, что очень важно, так как эти маневры непосредственно предшествуют процессу сближения.

Система уравнений (2.3.91)–(2.3.96) описывает условия, которые необходимо выполнить при решении задачи встречи.

Вследствие многовитковости перелета в уравнении (2.3.94) коэффициенты при трансверсальных составляющих импульсов скорости первого интервала маневрирования во много раз превышают все остальные коэффициенты, но мало отличаются друг от друга, что позволяет приближенно оценить величину суммы этих составляющих $\Delta V_{t\mathrm{I}}$ и найти величину изменения большой полуоси орбиты активного КА импульсами скорости первого и второго интервала маневрирования:

$$\Delta V_{t\mathrm{I}} \approx -\frac{\Delta t}{3\varphi_0};$$

$$\Delta a_{\mathrm{I}} = 2\Delta V_{t\mathrm{I}}; \qquad (2.3.115)$$

$$\Delta a_{\mathrm{II}} = 2\Delta V_{t\mathrm{II}} = \Delta a - 2\Delta V_{t\mathrm{I}}, \qquad (2.3.116)$$

где φ_0 — произвольная точка первого интервала маневрирования.

Обозначим через Δa^* абсолютное изменение большой полуоси орбиты, происходящее в процессе реализации маневров встречи $\Delta a^* = |\Delta a_{\mathrm{I}}| + |\Delta a_{\mathrm{II}}|$.

Если $\Delta a^* = |\Delta a|$, то суммарная характеристическая скорость решения задачи встречи будет равна суммарной характеристической скорости решения задачи перехода между орбитами, а найденное решение будет оптимальным. Такой вариант часто встречается в практической работе, так как время старта назначается таким, чтобы было обеспечено нужное начальное расстояние вдоль орбиты между активным КА и КА-целью. В этом случае решение задачи всиречи можно получить, разделив соответствующим образом величины импульсов скорости задачи перехода между двумя интервалами маневрирования.

Если $\Delta a^* > |\Delta a|$, то суммарная характеристическая скорость решения задачи встречи будет больше суммарной характеристической скорости решения задачи перехода. Например, если КА-цель находится выше активного КА и далеко впереди него. Тогда активный КА должен сначала еще больше понизить высоту свой орбиты маневрами первого интервала, чтобы успеть догнать КА-цель за заданное число витков, а затем на втором интервале маневрирования уже повысить высоту свой орбиты. Суммарное изменение большой полуоси будет заметно больше, чем требуется просто для перехода между орбитами. Импульсы на одном интервале маневрирования будут тормозные, на другом — разгонные.

Встреча на компланарных орбитах

Для случая $\Delta a^* = |\Delta a|$, и орбиты пересекаются, годограф базис-вектора имеет вид эллипса, вписанного в окружность. Для оптимального решения компланарной задачи встречи достаточно трех импульсов, которые прикладываются на линии апсид относительно орбиты. Величины импульсов находятся из системы (2.3.92)–(2.3.94). Апсидальное решение применимо не только для встречи средней, но и короткой продолжительности.

Если $\Delta a^* = |\Delta a|$, и орбиты не пересекаются, годограф базис-вектора вырождается в точку. Кроме указанного выше апсидального трехимпульсного решения существует множество трех- и четырехимпульсных решений с той же минимальной суммарной характеристической скоростью. Выбор конкретного решения зависит от дополнительных ограничений, которые необходимо учитывать в задаче [5].

Если нет дополнительных ограничений, достаточно использовать трехимпульсное апсидальное решение, но необходимо проверить оба случая — два импульса прикладываются на первом и втором интервалах маневрирования. В зависимости от начального отклонения вдоль орбиты оптимальным иногда является только одно из этих двух решений.

На рис. 2.3.23 представлен вид годографа базис-вектора для встречи на компланарных орбитах. Если $\Delta a^* > |\Delta a|$, то в системе (2.3.98)–(2.3.101) $\lambda_6 \neq 0$, и годограф базис-вектора име-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

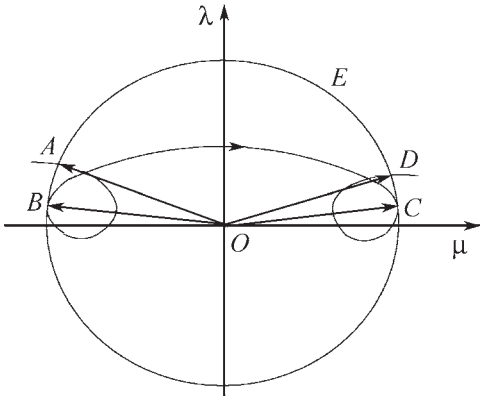


Рис. 2.3.23. Вид годографа базис-вектора для встречи на компланарных орбитах

ет вид циклоиды (рис. 2.3.23). У оптимального четырехимпульсного решения компланарной задачи встречи первый импульс скорости должен прикладываться в начале первого интервала маневрирования, где годограф базис-вектора пересекает окружность единичного радиуса (точка *A* на рис. 2.3.23), последний импульс — в конце второго интервала маневрирования (точка *D*). Внутренние импульсы прикладываются в точках касания, точки *B* и *C* на рис. 2.3.23. Угол между моментами приложения первого и второго импульсов скорости равен углу между моментами приложения третьего и четвертого импульсов. Одинакова и ориентация симметричных импульсов скорости. Число витков циклоиды внутри окружности соответствует числу витков полета активного КА. Углы приложения и ориентацию импульсов скорости для решения этого типа можно найти с помощью формул, приведенных в [6], а затем из системы (2.3.91)–(2.3.94) найти величины импульсов скорости.

Параметры двухимпульсного и трехимпульсного решений, у которых первый и последний импульсы прикладываются в точках *A* и *D*, однозначно определяются с помощью итерационных процедур, приведенных в [5].

Встреча на некомпланарных орбитах

Для случая $\Delta a^* = |\Delta a|$ решение задачи встречи на некомпланарных орбитах также является частным случаем решения задачи перехода. Для поиска этого решения рассмотрим задачу оптимального перехода между некомпланарными орбитами разность элементов которых Δa^*, Δe_x, Δe_y, ΔZ, ΔV_z. Ее аналитическое двухимпульсное решение используется для построения четырехимпульсного решения задачи встречи. Умножением величины этих импульсов на коэффициент $\frac{\Delta a_{\mathrm{I}}}{\Delta a^*}$ находятся импульсы скорости для маневров на первом интервале, а умножением величины исходных импульсов на коэффициент $\frac{\Delta a_{\mathrm{II}}}{\Delta a^*}$ получаются импульсы скорости для маневров на втором интервале. Если на первом интервале маневрирования знаки Δa_{I} и Δa^* совпадают, то тогда углы приложения импульсов для задачи встречи совпадают с углами приложения импульсов для задачи перехода, в противном случае углы отличаются на 180°, аналогично для второго интервала проверяется совпадение знаков Δa_{II} и Δa^*, и определяются точные значения углов приложения импульсов скорости.

Найденное решение используется в качестве начального приближения для итерационной процедуры [4] для поиска параметров маневров, при которых условие (2.3.94) будет выполнено с заданной точностью. Для этого полученные значения углов приложения и составляющих импульсов скорости подставляются в левую часть уравнения (2.3.94) и вычисляется сформированное значение Δt^*. После этого вычисляется промах по времени прилета в точку встречи $\delta t = \Delta t - \Delta t^*$. Если $|\delta t| \le \varepsilon$, где ε — заданная точность выполнения условия (2.3.94), то задача решена. В противном случае в уравнении (2.3.94) Δt заменяется на величину $\Delta t + \delta t$ и повторяются все вычисления. Итерационная процедура быстро сходится, даже если расстояние между интервалами маневрирования составляет всего несколько витков.

Вместо использованного выше пропорционального распределения коррекции вектора эксцентриситета можно применять и другое распределение [4], необходимо только сохранять сумму трансверсальных составляющих импульсов скорости на каждом из интервалов маневрирования.

Таким образом, при $\Delta a^* = |\Delta a|$ существует множество решений задачи встречи с одинаковой суммарной характеристической скоростью маневров, но с разными векторами эксцентриситета орбиты ожидания — не меняется только величина большой полуоси орбиты ожида-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ния, которая определяет время прилета в точку встречи. Из этой совокупности решений можно выбрать решение, удовлетворяющее дополнительным ограничениям, например, на высоту орбиты ожидания над поверхностью планеты и т.д.

На каждом интервале маневрирования можно наложить свои ограничения на моменты приложения и величины импульсов скорости, но и в этом случае на каждом интервале можно решать задачу перехода, так как известны Δa_{I} и Δa_{II}, которые уточняются с помощью итерационной процедуры. Оптимизация задачи встречи проводится за счет изменения вектора эксцентриситета орбиты ожидания [4]. Задачи такого типа решаются, например, при стыковке КА «Союз» и «Прогресс» с орбитальной станцией [7, 8].

Если $\Delta a^* > |\Delta a|$ ($\lambda_6 \neq 0$) для задачи встречи на некомпланарных орбитах годограф базис-вектора имеет вид спирали. Оптимальное решение может состоять из шести импульсов скорости. Импульсы скорости второго интервала маневрирования также симметричны по расположению и ориентации импульсам первого интервала. Решения этого типа исследованы в [9].

Для реальных КА на одном интервале редко используется более двух маневров. Кроме того, на импульсы скорости обычно налагаются различные ограничения — на ориентацию, величину, моменты приложения. В то же время решение, удовлетворяющее необходимым условиям оптимальности, как было показано для встречи на компланарных орбитах, строго определено при $\lambda_6 \neq 0$ и не может учитывать эти дополнительные ограничения.

Приведенное выше решение задачи встречи, получаемое из решения задачи перехода, позволяет учитывать эти дополнительные ограничения [4]. Его суммарная характеристическая скорость при $\lambda_6 \neq 0$ будет несколько больше, чем у решения, использующего необходимые условия оптимальности. Однако, чем больше продолжительность встречи, тем меньше разность в энергетике этих решений. При продолжительности встречи более 20 витков разница не будет превышать 1 %.

В общем случае при наличии большого числа различных ограничений, более сложной целевой функции, а также при небольшой продолжительности встречи для решения многоимпульсной задачи используются численные методы [7, 10].

В задачах, требующих перевода КА на орбиту, долгота восходящего угла которой отличается на несколько десятков градусов, продолжительность встречи может составлять несколько сотен витков (встреча большой продолжительности). Задачи такого типа возникают при формировании СС, возвращении одним КА нескольких спутников с орбиты, доставке грунта с других планет и их спутников и т.д. Методика решения задач этого типа представлена в [11].

Решение задачи с учетом заданных моделей возмущающих сил

Ранее при решении задачи использовались линеаризованные уравнения движения, не учитывались нецентральность гравитационного поля, влияние атмосферы, время работы двигателей КА и т.д. Все это приводило к тому, что при реализации найденного решения точность выполнения терминальных условий была недостаточной. Для решения задачи выхода на конечную орбиту с заданной точностью, можно использовать итерационную процедуру [7], которая состоит из следующих этапов:

1. В начале очередной итерации решается приближенная задача — при принятых ранее упрощающих предположениях определяются параметры импульсов скорости, обеспечивающих формирование *целевой* орбиты (на первой итерации целевая орбита совпадает с конечной орбитой).

2. С учетом рассчитанных импульсов скорости, используя модели всех необходимых возмущений, осуществляется точное прогнозирование движения КА и находятся параметры сформированной орбиты.

3. Вычисляются отклонения параметров сформированной орбиты от соответствующих параметров конечной орбиты.

4. Если отклонения превышают допустимые, то параметры целевой орбиты меняются на величину вычисленных отклонений, проводится следующая итерация.

Процедура заканчивается, когда терминальные условия выполнены с заданной точностью.

Для точного прогнозирования используются обычно численное и/или высокоточное численно-аналитическое интегрирование. На разных итерациях использовать возможно разные методы прогноза, но точность прогноза должна расти с ростом номера текущей итерации.

При численном интегрировании учитываются влияние нецентральности гравитационного поля, атмосферы, светового давления и т.д., моделируется работа двигателей КА. Хотя параметры маневров находятся на каждой итерации с использованием простейшей модели движения, но в результате итерационной процедуры они обеспечивают выход на конечную орбиту с требуемой точностью.

Данная итерационная схема позволяет получать точное решение задачи, когда отклонения начальной и конечной орбит от опорной круговой достигают нескольких сотен километров, а протяженность каждого из маневров составляет два-три десятка градусов по аргументу широты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ильин В.А., Кузмак Г.Е.** Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. М.: Наука, 1976. 744 с.

2. **Бушуев Е.И., Красовский А.А.** О геометрическом решении задачи импульсного перехода между близкими почти круговыми орбитами // Космические исследования. 1969. Т. 7, вып. 4. С. 485–489.

3. **Edelbaum T.N.** Minimum Impulse Transfer in the Vicinity of a Circular Orbit // Journal of Astronautical Siciences. 1967. V. 14, No. 2. P. 66–73.

4. **Баранов А.А.** Численно-аналитическое определение параметров маневра многовитковой встречи КА на близких околокруговых некомпланарных орбитах // Космические исследования. 2008. Т. 46, вып. 5. С. 430–439.

5. **Баранов А.А.** О геометрическом решении задачи встречи на близких почти круговых компланарных орбитах // Космические исследования. 1989. Т. 27, вып.6. С. 808–816.

6. **Баранов А.А., Терехова Е.О.** Оптимальная четырехимпульсная встреча на компланарных почти круговых орбитах // Космические исследования. 1995. Т. 33, вып 4. С. 420–495.

7. **Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Обухов Е.В. и др.** Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6»–«Союз»–«Прогресс». М.: Наука, 1985. 375 с.

8. **Баранов А.А.** Алгоритм расчета параметров многовитковых маневров дальнего наведения // Космические исследования. 1990. Т. 28, вып. 1. С. 69–76.

9. **Marec J.-P.** Optimal Space Trajectories. Studies in Astronautics. Elsevier Sci. Pub. Co. Amsterdam–Oxford–New York. 1979. V. 1. 329 p.

10. **Баранов А.А.** Методика расчета параметров встречи КА с орбитальной станцией: препринт ИПМ РАН им. М.В. Келдыша. 2008. № 6. 32 с.

11. **Баранов А.А., Баранов А.А.** Алгоритм расчета параметров маневров формирования спутниковых систем // Космические исследования. 2009. Т. 47, вып. 3. С. 256–262.

2.3.8. ОПТИМАЛЬНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ С КОНЕЧНОЙ ТЯГОЙ

Существуют различные методы определения оптимального перелета с конечной тягой. Это одна из основных задач теории оптимального управления ([1–10]; [3, 5, 9] п. 2.3.4; [5, 8] п. 2.3.5).

В методах оптимизации перелетов можно выделить три группы:

1) Прямые методы оптимизации. Непосредственно варьируется траектория или управление, чтобы уменьшить минимизируемый функционал при удовлетворении заданных ограничений. Это наиболее распространенные методы оптимизации. Здесь может быть использована, в частности, конечномерная аппроксимация управляемого движения КА, тогда общая задача оптимизации перелета сводится к задаче нелинейного программирования [6].

2) Непрямые методы. Методы определения оптимального перелета, основанные на поиске траектории, удовлетворяющей необходимым условиям оптимальности. Это непрямые методы. Хотя они и сложнее в практическом применении, но обладают тем преимуществом, что позволяют получить точные оптимальные решения и управление. Система необходимых условий оптимальности полна — вместе с начальными условиями, уравнениями движения и ограничениями она образует полную систему для определения неизвестных параметров управления.

Рассмотрим случай перелета из точки в точку с N активными участками на интервалах времени $t_i^- < t < t_i^+$, причем $t_1^- = t_0$, $t_N^+ = t_f$, и с N_1 точками выхода на ограничения в моменты t_j при $\sigma(t_j) > 0$. В качестве неизвестных параметров, определяющих траекторию, можно взять в качестве примера $6 + 2N_1$ следующих параметров: $\psi_{\boldsymbol{r}}(t_0) \equiv \psi_{\boldsymbol{r}0}$, $\psi_{\boldsymbol{V}}(t_0) \equiv \psi_{\boldsymbol{V}0}$, моменты t_j выхода на ограничения и скачки $\sigma(t_j)$ $(1 \le j \le N_1)$. Им соответствуют $6 + 2N_1$ условий — шесть конечных условий $\boldsymbol{r}(t_f) = \boldsymbol{r}_f$; $\boldsymbol{V}(t_f) = \boldsymbol{V}_f$, и $2N_1$ ус-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ловий для точек контакта с ограничениями на расстояния до планет $\rho_j(t_j) = \rho_{j\min}$, $d\rho_j(t_j)/dt = 0$.

В силу полноты системы НУО их можно взять за основу для численного определения оптимального перелета с конечной тягой построением соответствующей краевой задачи. Практически данную краевую задачу успешно решают при наличии достаточно хорошего начального приближения. Для этого используют, например, параметры оптимального импульсного перелета для той же задачи ([4] п. 2.3.6) или некоторой траектории перелета с конечной тягой, относительно которой есть предположение или известно, что она близка к оптимальной, или параметры решения в некоторой упрощенной постановке.

Оптимальный перелет определяется построением семейства оптимальных перелетов, если известна хотя бы одна траектория этого семейства, например, при специальных параметрах задачи. Так, можно за начальную траекторию семейства взять оптимальную импульсную траекторию перелета и построить семейство оптимальных перелетов, параметром которого является величина, обратная максимальной тяге $1/P_{\max}$ и равная нулю для импульсного перелета ([8] п. 2.3.4, [8] п. 2.3.5).

Условия оптимальности можно также использовать для выполнения аналитического исследования задачи оптимального перелета. Иногда такой анализ позволяет решить аналитически часть задачи, выявить ее качественные особенности, упростить ее, свести к задаче с несколькими параметрами, чтобы далее решать ее численно.

Применяются также методы, основанные на достаточных условиях оптимальности.

На основе этих подходов получены результаты исследования оптимальных перелетов с конечной тягой, например, в задачах выведения КА на орбиту ИСЗ ([2]; [2] п. 2.3.5), ухода с круговой орбиты ([8] п. 2.3.4), перелета между компланарными и некомпланарными круговыми орбитами ([7] п. 2.3.6; [8] п. 2.3.5), перелета между близкими околокруговыми орбитами в линейной постановке ([8, 9] п. 2.3.4, [8, 9] п. 2.3.7).

3. Методы аппроксимации импульсного решения управлением с конечной тягой с возможной последующей оптимизацией на основе первых двух групп методов. Эту задачу иногда называют обратной задачей импульсной аппроксимации.

Важнейшим элементом здесь является аппроксимация одного импульса активной дугой траектории с конечной тягой ([3]; [5, 8] п. 2.3.5; [8] п. 2.3.4; [6] п. 2.3.6). Построены приближенные методы оптимальной аппроксимации ([8] п. 2.3.4). Здесь возможны два случая:

1. Каждый импульс — внутренний по времени, тогда аппроксимирующий его активный участок строится таким образом:

расход массы Δm_i i-го активного участка и i-го импульса один и тот же;

ориентация вектора тяги на активном участке совпадает с ориентацией импульса скорости;

для небольшого импульса ($\Delta m_i < 0{,}6m_i^-$) середина i-го активного участка совпадает с точкой приложения i-го импульса t_i. В общем случае для этой точки $m(t_i) = -\Delta m_i / \ln(1 - \Delta m_i / m_i^-)$. Здесь m_i^- — масса в начале сообщения i-го импульса и активного участка.

В этом случае построенная траектория с конечной тягой имеет ту же характеристическую скорость, что и импульсная, но она неточно удовлетворяет краевым условиям: ошибка составит $\sim\Sigma(\Delta t_i/T_i)^2$, где $T_i = 2\pi r_i^{3/2}/\mu_g^{1/2}$ — период обращения для круговой орбиты, проходящей через точку приложения данного импульса; Δt_i — продолжительность i-го активного участка, $\Delta t_i \approx (m_i^-/m_s c)\Delta V_i = (m_i^-/P)\Delta V_i$, где P — тяга двигателя.

2. Хотя бы один из концевых импульсов ΔV_1, ΔV_N сообщается в фиксированной точке пространства с возможной односторонней вариацией. Это, например, начальный импульс скорости, сообщаемый в точке M_0 на внутренней границе $r = r_{\min}$, для перехода типа II-I ([7] п. 2.3.4; [2, 4, 5] п. 2.3.5). В этом случае активный участок, аппроксимирующий импульс скорости, строится по тем же правилам, что и в первом случае, кроме последнего пункта — теперь активный участок примыкает к соответствующей концевой точке траектории. Краевые условия будут выполняться с точностью $\sim(\Delta t_1/T_1 + \Delta t_N/T_N)$.

Варьируя затем параметры активного участка, можно точно выполнить краевые условия и далее оптимизировать перелет. В частности, постоянную ориентацию тяги можно улучшить, используя линейный закон. Характеристическая скорость при конечной тяге будет, как правило, больше, чем для импульсного случая, ибо на протяженном активном участке обычно не удается реализовать абсолютно оптимальные параметры управления, свойст-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

венные импульсам. Это увеличение характеристической скорости δw называют гравитационными потерями.

В первом случае (внутреннего по времени импульса) оно приближенно оценивается величиной ([3, 8]; [5] п. 2.3.5; [6] п. 2.3.6)

$$\delta w_i/\Delta V_i \approx (\pi^2/6)(\Delta t_i/T_i)^2(1 - 3\cos^2\varphi_i) + \\ + O(\Delta t_i/T_i)^3, \qquad (2.3.117)$$

где φ_i — угол наклона импульса к радиус-вектору.

Во втором случае (концевого импульса) увеличение характеристической скорости оценивается приближенно величиной ([6] п. 2.3.6; [4] в п. 2.3.5; [8] п. 2.3.4):

$$\delta w_i/\Delta V_i \approx k_i \Delta t_i/T_i,\ i = 1,\ N, \qquad (2.3.118)$$

где коэффициент k_i зависит от характеристик траектории в данной точке.

Из (2.3.117) следует, что для внутреннего импульса гравитационные потери примерно пропорциональны кубу величины импульса скорости ([8] п. 2.3.5):

$$\delta w_i \approx k_{1i}\Delta V_i^3;\ k_{1i} = g_i^2/(24a_{0i}^2V_i^2), \qquad (2.3.119)$$

где g_i, V_i — соответственно гравитационное ускорение и скорость на круговой орбите, проходящей через точку приложения данного импульса; a_{0i} — начальное реактивное ускорение. Поэтому эти потери резко убывают с уменьшением величины каждого импульса скорости.

Пусть маневр осуществляется в кеплеровском поле, причем время перелета не ограничено, а оскулирующие орбиты, соответствующие сообщению импульса скорости ΔV_i, эллиптические и допустимые, т.е. не нарушают ограничений. Этот случай представлен на рис. 2.3.24, где $T(w_i^{(1)})$, $T(w')$, $T(w_i^{(2)})$ — оскулирующие орбиты в начале, внутри и в конце процесса приложения импульса. Такой вариант имеет место, например, для импульсов двухимпульсного перехода Гомана–Цандера или трехимпульсного перехода Штернфельда типа I-I между круговыми орбитами, удовлетворяющими заданным ограничениям на расстояние до планеты. В данном случае импульс скорости ΔV_i можно реализовать в виде последовательности нескольких (например, двух) меньших импульсов («субимпульсов»), прикладываемых друг за другом в одном направлении, в той же

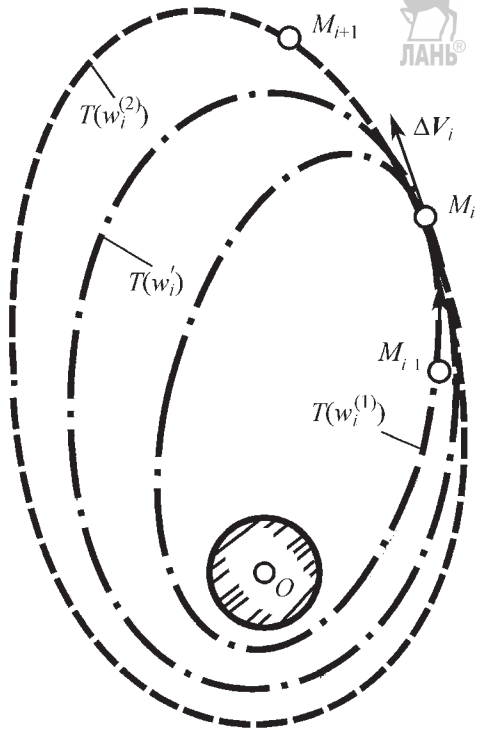


Рис. 2.3.24. Схема дробления импульса и введения промежуточного пассивного витка в траекторию перелета между орбитами

точке траектории через виток соответствующей, разделяющей соседние «субимпульсы», оскулирующей орбиты $T(w')$, и с той же суммой величин импульсов, что и величина исходного импульса. Это означает, в частности, что в качестве аргумента процесса можно вместо времени взять массу точки или ее характеристическую скорость w, а переменных — элементы орбиты ([1, 7, 9] в п. 2.3.4). Если такую многоимпульсную схему аппроксимировать конечной тягой, то гравитационные потери будут существенно уменьшены по сравнению с исходной схемой (~ в 4 раза при разбиении одного импульса на два «субимпульса»).

Для перелета с низкой околоземной круговой орбиты высотой 400 км на геостационарную орбиту на рис. 2.3.25 дана зависимость характеристической скорости от начального реактивного ускорения и числа включений двигателя в перигее [10] ([8] в п. 2.3.5). У каждой кривой в соответствующих точках указано также время перелета в часах.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

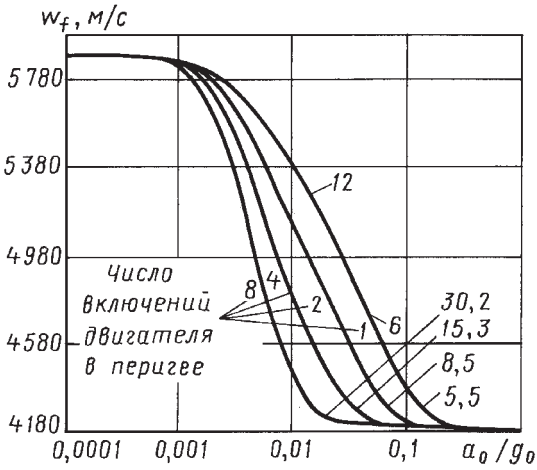


Рис. 2.3.25. Зависимость характеристической скорости перелета на геостационарную орбиту от начального реактивного ускорения и числа включений

Такое разбиение импульса применяется сейчас при разгоне КА с низкой орбиты. Для примера на рис. 2.3.26 приведена схема разгона к Луне с Земли для индийского КА Chandrayaan-1 [11], осуществленного в октябре–ноябре 2008 г. Сначала КА выводится на первую промежуточную орбиту T_1 с высотами в перигее и апогее $H_\pi = 255$ км и $H_\alpha = 22\,860$ км, периодом $P_1 \approx 6{,}7$ ч (по этой орбите делается четыре оборота).

В течение примерно двух недель с помощью пяти включений двигателя КА с тягой 440 Н (при начальной массе КА 1 380 кг) и движении по четырем промежуточным орбитам T_2, T_3, T_4, T_5 осуществлен перелет с орбиты T_1 на конечную орбиту перелета к Луне $T_f = T_6$.

Для орбиты T_2:

$H_\pi = 305$ км и $H_\alpha = 37\,900$ км, орбитальный период $P_2 \approx 11$ ч, по ней делается два оборота.

Для орбиты T_3:

$H_\pi = 336$ км и $H_\alpha = 74\,715$ км, $P_3 \approx 25{,}5$ ч.

Для орбиты T_4:

$H_\pi = 348$ км и $H_\alpha = 164\,600$ км, $P_4 \approx 73$ ч.

Для орбиты T_5:

$H_\pi = 465$ км и $H_\alpha = 267\,000$ км, $P_5 \approx 6$ сут.

По орбитам T_3, T_4, T_5 совершается по одному пассивному обороту.

Для орбиты T_6:

$H_\alpha = 380$ тыс. км, по ней КА движется к Луне ~4,5 сут.

После торможения у Луны КА переведен с этой орбиты на орбиту ИСЛ с высотами в переселении и апоселении $H_\pi = 504$ км и $H_\alpha = 7502$ км.

Может быть ситуация, когда при сообщении лишь части импульса скорости допустимы оскулирующие орбиты. На рис. 2.3.27 представлен этот случай. Здесь на начальной части импульса при $w_i^{(1)} < w < w_i^*$ оскулирующая орбита пересекает внутреннюю границу, для нее перицентрическое расстояние $r_\pi(w) < r_{\min}$. В этом случае нельзя дробить импульс. На заключительной части импульса при $w_i^* \le w \le w_i^{(2)}$, оскулирующая орбита допустима, для нее $r_\pi(w) \ge r_{\min}$, можно дробить импульс и реализовать перелет с несколькими активными участками.

Такой вариант имеет место, например, в двухимпульсном перелете типа II-I с орбиты T_0 типа II, пересекающей внутреннюю границу, на орбиту T_f типа I, не пересекающую границ, при $r_{\min} \le r_{\alpha 0} < r_{\alpha f}$, $r_{\pi 0} < r_{\min} < r_{\pi f}$, с сообщением первого импульса в начальной точке M_0 на внутренней границе γ ($r = r_{\min}$) и второго импульса в апоцентре α_f конечной орбиты ([7] п. 2.3.4, [4] п. 2.3.5). Первый импульс нельзя дробить, для него $r_\pi(w) < r_{\min}$, он аппроксимируется одним активным участ-

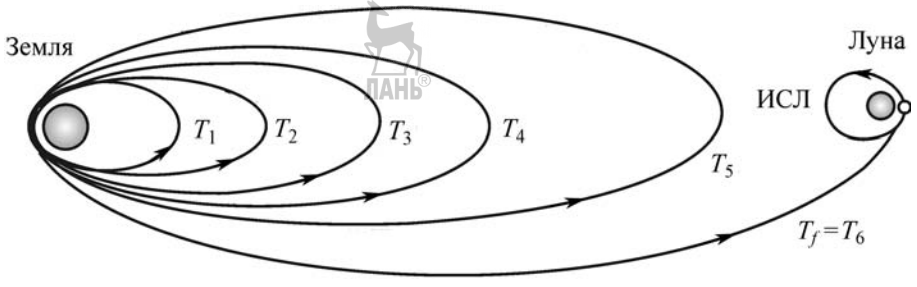


Рис. 2.3.26. Схема разгона к Луне индийского КА Chandrayaan-1

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

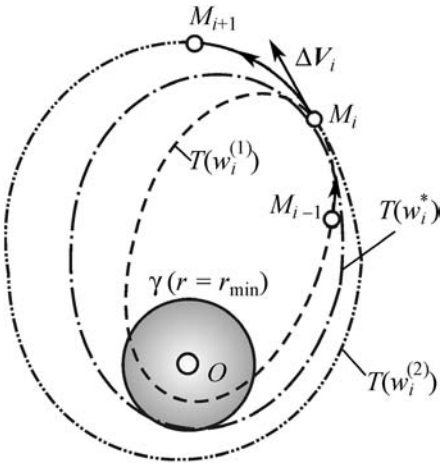


Рис. 2.3.27. Случай нарушения ограничения для оскулирующих орбит на начальной части импульса

ком. В начальной части второго импульса тоже $r_\pi(w) < r_{\min}$ $(w_2^{(1)} < w < w_2^*,\ r_\pi(w^*) = r_{\min})$, данная часть также реализуется одним активным участком. На конечной же части второго импульса $r_\pi(w) > r_{\min}$, $w_2^* < w \le w_2^{(2)}$ ее можно реализовать несколькими субимпульсами и при конечной тяге аппроксимировать несколькими активными участками для уменьшения расхода топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Охоцимский Д.Е.** К теории движения ракет // Прикладная математика и механика. 1946. Т. 10, № 2. С. 251–272.

2. **Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М.** Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физических наук. 1957. Т. 63, вып. 1а. С. 5–32.

3. **Роббинс Х.М.** Аналитическое исследование импульсной аппроксимации // Ракетная техника и космонавтика. 1966. Т. 4, № 8. С. 134–143.

4. **Брайсон, Хо Ю-Ши.** Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972. 544 с.

5. **Черноусько Ф.Л., Баничук В.П.** Вариационные задачи механики и управления. М.: Наука, 1973. 238 с.

6. **Химмельблау Д.** Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975. 534 с.

7. **Федоренко Р.П.** Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 487 с.

8. **Сафронович В.Ф., Эмдин Л.М.** Маршевые двигатели космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.

9. **Хофер Э., Лундерштедт Р.** Численные методы оптимизации. М.: Машиностроение, 1981. 192 с.

10. **Ruppe H.O.** Space Transportation System Upper Stage Possibilities // Austronautica Acta. 1981. V. 8, № 11–12. P. 1227–1236.

11. **Adimurty V., Ramanan R.V., Tardon S.R., and Ravikumar C.** Launch Strategy for Indian Mission and Precision Injection to the Moon Using Genetic Algorithm // J. of Earth System Science, Indian Academy of Sciences, Bangalore. 2005. Vol. 114, № 6. P. 711–716.

Глава 2.4

УПРАВЛЕНИЕ И ПОДДЕРЖАНИЕ ОРБИТ КА

2.4.1. УПРАВЛЕНИЕ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТОЙ

Задачей управления КА на геостационарной орбите является удержание его подспутниковой точки с определенной точностью по долготе и широте относительно номинального положения. Первые КА на ГСО, выведенные на орбиту в 1960–1970 гг., удерживались, как правило, только по долготе в диапазоне ±0,5...1°. В дальнейшем использовались точности по широте и долготе ±0,1°. Современные геостационарные КА имеют точность удержания по широте и долготе ±0,05°.

Управление долготой и эксцентриситетом

При отсутствии управления по долготе геостационарный КА осуществляет либрационные колебания по долготе относительно соответствующей равновесной точки (разд. 2.2.5.1). Приближенные уравнения, описывающие изменения большой полуоси и долготы имеют вид [1–3]:

$$\begin{cases} \dfrac{da}{dt} = -12a\omega J_{22}\left(\dfrac{R_e}{a}\right)\sin 2(\lambda - \lambda_{22}); \\ \dfrac{d^2\lambda}{dt^2} = -\dfrac{3}{2}\dfrac{\omega}{a}\dfrac{da}{dt}, \end{cases} \qquad (2.4.1)$$

где $J_{22} = \sqrt{C_{22}^2 + S_{22}^2}$, λ_{22} — долгота равновесной точки (разд. 2.2.5).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

С учетом номинальных значений параметров ГСО:

$$\frac{da}{dt} = -0{,}132 \sin 2(\lambda - \lambda_{22}); \qquad \frac{d^2\lambda}{dt^2} = 0{,}0017 \sin 2(\lambda - \lambda_{22}), \tag{2.4.2}$$

где $\frac{da}{dt}$ и $\frac{d^2\lambda}{dt^2}$ имеют размерность км/сут и град/сут соответственно.

Для малых изменений долготы между маневрами последнее уравнение примет вид:

$$\frac{d^2\lambda}{dt^2} = 0{,}0017 \sin 2(\lambda - \lambda_{22}) = a_{22} = \text{const}. \tag{2.4.3}$$

Его интегралы:

$$\frac{d\lambda}{dt} = A + a_{22}t; \; \lambda = At + a_{22}t^2 + B, \tag{2.4.4}$$

где A и B — постоянные интегрирования.

Возмущенное изменение долготы описывается квадратичной зависимостью. Это является основой построения схемы маневрирования по долготе (рис. 2.4.1). Номинальная долгота рабочей точки КА и условный диапазон удержания λ_N равны соответственно $\lambda_N \pm \Delta\lambda$. Формируется начальная орбита КА, при которой в момент достижения наиболее удаленной границы диапазона удержания КА по долготе скорость долготного дрейфа должна быть нулевой. На рис. 2.4.1 данные границы обозначены как $\lambda_N + \Delta\lambda$.

При достижении противоположной границы выполняется корректирующий трансверсальный маневр ΔV_λ, переводящий КА на начальную орбиту и т.д. Такой метод иногда называют управлением по фазовой кривой:

$$t_c = 2\sqrt{\Delta\lambda / a_{22}}, \tag{2.4.5}$$

$$\Delta a_\lambda = 9\sqrt{2\Delta\lambda \sin 2(\lambda - \lambda_{22})}, \tag{2.4.6}$$

$$\Delta V_\lambda = 0{,}328\sqrt{2\Delta\lambda \sin 2(\lambda - \lambda_{22})}, \tag{2.4.7}$$

где t_c — время между маневрами, с; Δa_λ — необходимое изменение большой полуоси в километрах при маневре, км; ΔV_λ — соответствующее значение корректирующего маневра, м/с.

Годовые затраты характеристической скорости, измеряемые в м/с, на поддержание долготы при этом составят

$$\Delta V_{\text{год}} = 1{,}75 \sin 2(\lambda - \lambda_{22}). \tag{2.4.8}$$

Затраты $\Delta V_{\text{год}}$ не зависят от диапазона удержания $\Delta\lambda$.

В табл. 2.4.1 приведены численные примеры, характеризующие маневрирование КА в

2.4.1. Численные примеры, характеризующие маневрирование КА по долготе

$\Delta\lambda$, град	$\Delta\lambda_N$, град в.д.	Время между маневрами, сут	ΔV_λ, м/с	Число маневров в год	$\Delta V_{\text{год}}$, м/с
±0,06	49	26	0,103	14	1,6
	90	34	0,080	11	1,0
±0,1	49	34	0,133	11	1,6
	90	44	0,104	9	1,0

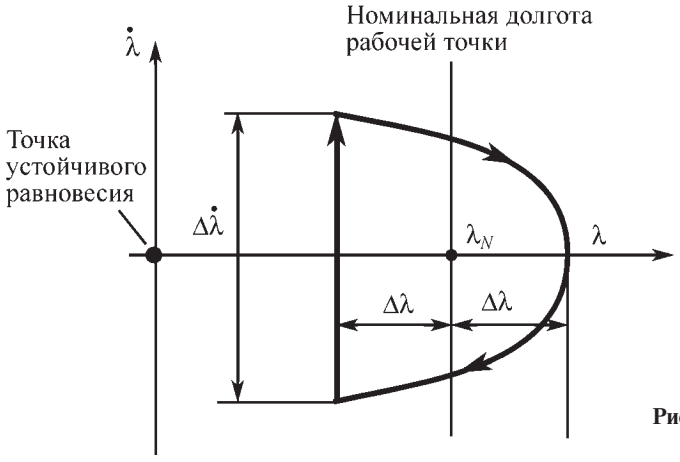


Рис. 2.4.1. Схема маневрирования по долготе

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

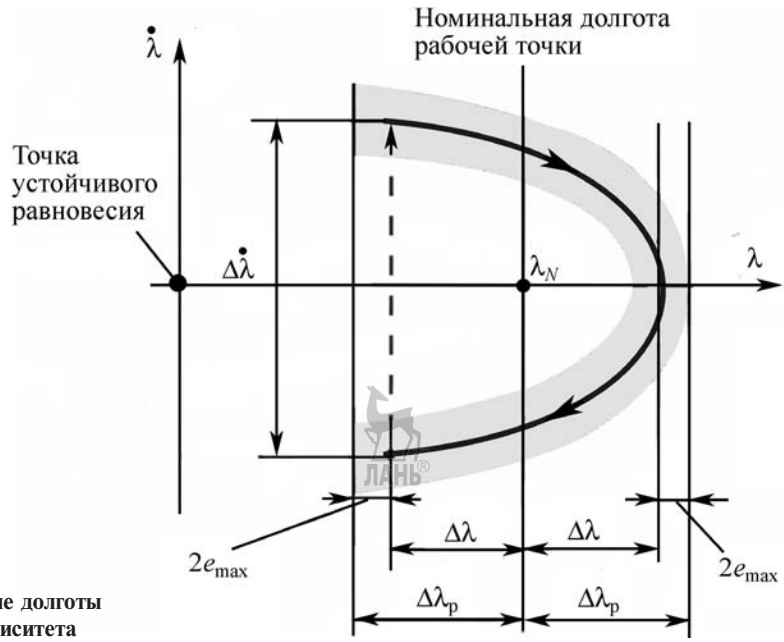


Рис. 2.4.2. Изменение долготы с учетом эксцентриситета

рабочих точках 49° в.д. и 90° в.д. для различных диапазонов удержания $\Delta\lambda$.

Поскольку периодичность коррекций долготы мала (несколько недель), то сами трансверсальные маневры могут располагаться на любой части витка, например в окрестности апоцентра или перицентра для совместной коррекции эксцентриситета.

Как указывалось в разд. 2.2.5, наличие эксцентриситета орбиты у геостационарного КА приводит к суточным колебаниям долготы с амплитудой $2e$. Таким образом, при коррекции долготы условный диапазон удержания $\Delta\lambda$ должен выбираться с учетом рабочего диапазона $\Delta\lambda_p$ и предельных значений эксцентриситета (рис. 2.4.2):

$$|\Delta\lambda_p| \approx |\Delta\lambda| + 2e_{\max}. \qquad (2.4.9)$$

В общем случае необходимо проведение специальных маневров по коррекции эксцентриситета. Коррекция эксцентриситета, осуществляемая его периодическим обнулением, является неэкономичной. Более оптимальна схема коррекций, учитывающая его годичную эволюцию и ограничивающая максимальное значение $e_{\max}$ [4]. Рис. 2.4.3 иллюстрирует данную схему коррекций вектора эксцентриситета.

Известны начальный и конечный моменты времени между коррекциями t_0 и t_k. В начальный момент вектор эксцентриситета $\boldsymbol{E}_0$ (определение см. в разд. 2.2.5) соответствует направлению на Солнце. В момент t_k вектор эксцентриситета $\boldsymbol{E}_k$ не совпадает с направлением на Солнце, поскольку его эволюция проходила по дуге окружности с радиусом $\Delta e_s > e_{\max}$. В окрестности момента t_k выполняется трансверсальная коррекция, переводящая вектор эксцентриситета в положение $\boldsymbol{E}_k^{(+)} = \boldsymbol{E}_k + \Delta\boldsymbol{E}$, т.е. в положение Солнца, которое было в середине интервала между коррекциями и т.д. Величина характеристической скорости при этом равна

$$\Delta V_e = |\Delta\boldsymbol{E}| \frac{V_{\text{ГСО}}}{4} = 769 |\Delta\boldsymbol{E}|, \qquad (2.4.10)$$

где $V_{\text{ГСО}}$ — орбитальная скорость на ГСО, $V_{\text{ГСО}} = 3075$ м/с.

Среднегодовые затраты характеристической скорости на коррекцию эксцентриситета:

$$\Delta V_{\text{год}} \approx V_{k\,\text{р}} k(\Delta e_s - e_{\max}) \sin(\pi / k), \qquad (2.4.11)$$

где k — годовое число интервалов коррекции.

Для коррекции эксцентриситета необходимо проведение двух трансверсальных маневров в окрестности квазиапогея и квазиперигея, определяемых вектором эксцентриситета $\Delta\boldsymbol{E}$,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

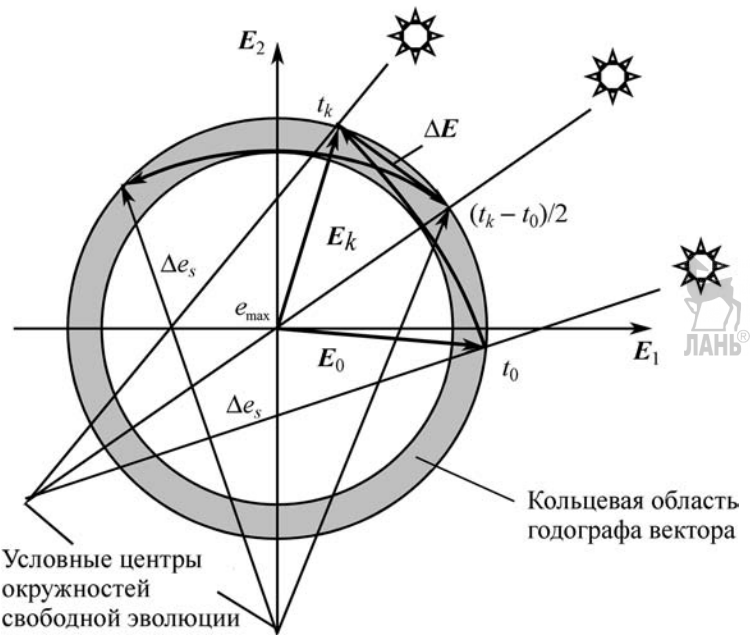


Рис. 2.4.3. Схема коррекций вектора эксцентриситета

угловые положения которых γ_α и γ_π соответственно рассчитываются следующим образом:

$$\gamma_\alpha = \operatorname{arctg}\frac{\Delta E_2}{\Delta E_1}; \qquad \gamma_\pi = \operatorname{arctg}\frac{\Delta E_2}{\Delta E_1} \pm \pi. \tag{2.4.12}$$

Разгонные маневры выполняются в квазиапогее, а тормозные в квазиперигее.

Коррекции долготного дрейфа и эксцентриситета могут быть совмещены, величины характеристических скоростей маневров составят [4]:

$$\left.\begin{aligned}\Delta V_1 &= \frac{\Delta V_e + \Delta V_\lambda}{2};\\ \Delta V_2 &= \frac{\Delta V_e - \Delta V_\lambda}{2}.\end{aligned}\right\} \tag{2.4.13}$$

Суммарное значение характеристической скорости совмещенной коррекции:

$$\Delta V_{12} = \max\left[\Delta V_e, \Delta V_\lambda\right]. \tag{2.4.14}$$

На практике суммарные годовые затраты характеристической скорости ΔV_Σ на коррекцию долготы и эксцентриситета КА на ГСО не превышают 3...5 м/с.

Управление наклонением орбиты

Для коррекции наклонения орбиты, приводящего к суточным колебаниям положения КА относительно экватора по широте, необходимо проведение маневров с боковым направлением вектора тяги относительно орбитальной системы координат.

В качестве корректируемых параметров вектора наклонения $\boldsymbol{I}$ могут использоваться:

средние элементы;

оскулирующие (или истинные) элементы.

Под средними понимаются элементы, осредненные по возмущениям с периодом до одного года включительно. Коррекции вектора наклонения могут выполняться на каждом витке в окрестности узлов пересечения целевой и исходной плоскостей орбит. Направления импульсов коррекции ортогональны плоскости орбиты и в разных узлах имеют противоположные направления.

Схематично процесс коррекции вектора наклонения (п. 2.2.5) показан на рис. 2.4.4:

$$\Delta \boldsymbol{I}_m = \boldsymbol{I}_f - \boldsymbol{I}_{j+1};\ \Delta \boldsymbol{I}_{j+1} = \boldsymbol{I}_j + \Delta \boldsymbol{I}_\text{р},$$

где $\Delta \boldsymbol{I}_m$ — корректируемый вектор наклонения; $\Delta \boldsymbol{I}_\text{р}$ — вековой уход вектора наклонения за время между коррекциями; $\boldsymbol{I}_f$ — прицель-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

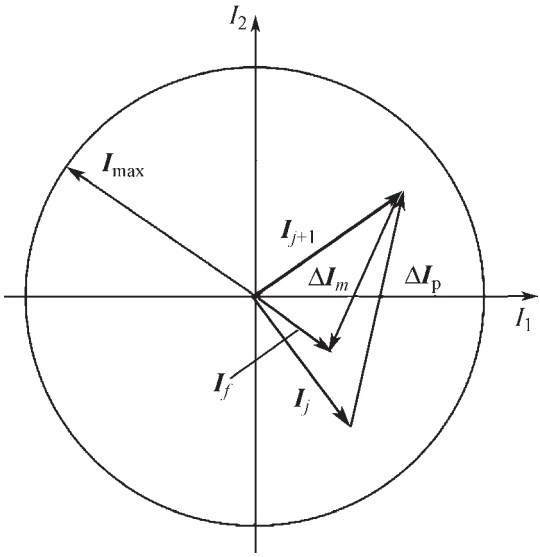


Рис. 2.4.4. Коррекция вектора наклонения

ный вектор; $i_{\max}$ — точность удержания КА по широте $\pm\Delta|\varphi|$; $\boldsymbol{I}_j$ — компоненты вектора наклонения (2.2.99).

Величина потребной характеристической скорости для проведения коррекции определяется следующим образом:

$$\Delta V_I = 2\frac{ab}{\omega_e}\arcsin\frac{|\Delta\boldsymbol{I}_m|R\omega_e^2}{2}, \qquad (2.4.15)$$

где a_b — среднее ускорение ДУ в ортогональном направлении к орбитальной плоскости; R — модуль радиус-вектора КА; ω_e — угловая скорость орбитального движения КА на ГСО.

Анализ показывает [5], что по затратам характеристической скорости наиболее экономичным представляется первый вариант — коррекция вековой составляющей вектора наклонения коррекции, т.е. $\Delta\boldsymbol{I}_m = -\Delta\boldsymbol{I}_\text{p}$. При этом вектор наклонения циклически изменяется с полугодовым периодом и амплитудой ~0,025°, что удовлетворяет требованиям точности ±0,05° удержания современных КА по широте. Изменение вектора наклонения при управлении иллюстрирует рис. 2.4.5. Второй вариант с коррекцией оскулирующих элементов требует ~4 % дополнительных затрат топлива.

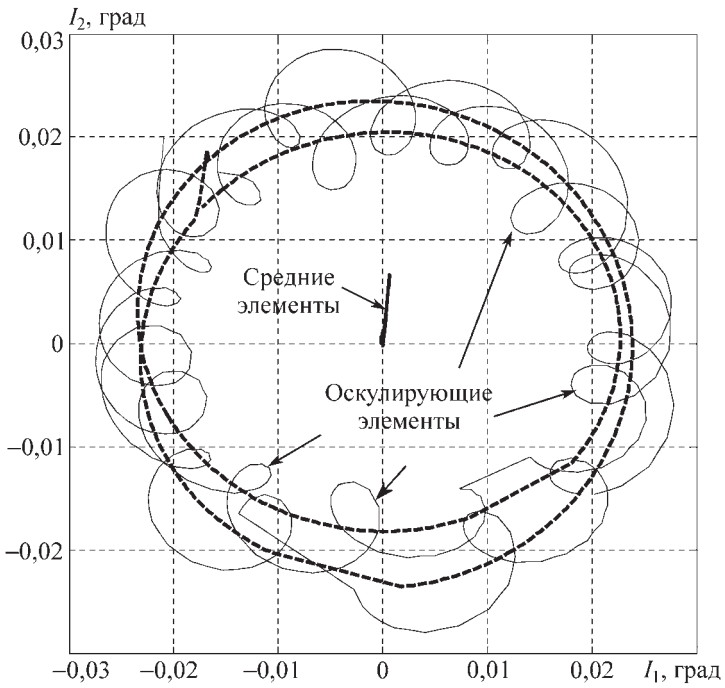


Рис. 2.4.5. Изменение вектора наклонения при управлении:
1 — средние эффекты; *2* — оскулирующие эффекты

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Номинальные затраты характеристической скорости на удержание КА по широте составляют ежегодно от ~45 до ~55 м/с с периодом ~18 лет — период Сароса (период полного оборота на эклиптике восходящего узла лунной орбиты). Максимумы приходятся на 2006, 2024 г. и т.д.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А.** Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

2. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А.** Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.

3. **Chao C.-C.G.** Applied Orbit Perturbation and Maintenance, AIAA, Inc., Reston, Virginia, USA. 2005. 264 p.

4. **Kamel A.A., Wagner C.A.** On the Orbital Eccentricity Control of Synchronous Satellites // Journal of the Astronautical Sciences. 1982. V. 30, № 1. P. 61–73.

5. **Славинскас Д., Деббачи Д.Ю. и др.** Эффективный метод коррекции наклонения орбиты геостационарного спутника // Аэрокосмическая техника. 1988. №. 6. С. 188.

2.4.2. ПОДДЕРЖАНИЕ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ

Особенности поддержания высокоэллиптических орбит

Долговременное поддержание высокоэллиптических орбит заключается в сохранении отклонений орбитальных элементов и/или трассы КА в заданных пределах относительно их номинальных значений путем периодического проведения корректирующих маневров. В зависимости от требований к КА корректируемыми могут быть не все орбитальные элементы, а какие-то комбинации. Простейшим случаем является коррекция поддержания трассы КА. Если КА входит в спутниковую систему и требуется согласование движений смежных спутников, то может возникнуть необходимость коррекции времени прохождения.

Отличительная особенность поддержания — движение КА в окрестности номинальной орбиты и использование малых корректирующих импульсов и/или маневров с малой тягой, например, с использованием электрореактивных двигателей. В отличие от межорбитальных перелетов, где параметры переходной орбиты заранее неизвестны, в этой задаче частные производные орбитальных элементов и функции влияния корректирующих воздействий известны с большой точностью.

Методы анализа и расчета импульсных маневров поддержания высокоэллиптических орбит представлены в [1–2].

Управление трассой полета на орбите «Молния»

Управление трассой полета означает удержание долготы восходящего узла (одного из двух суточных витков) в диапазоне географических долгот:

$$\lambda(t) = \lambda_{\text{н}} \pm \Delta\lambda, \qquad (2.4.16)$$

где $\lambda_{\text{н}}$ — номинальная долгота узла; $\Delta\lambda$ — точность удержания.

Для любого диапазона долгот можно построить множество фазовых траекторий для $\dot{\lambda}$ (или отклонение орбитального периода ΔT) от λ, в том числе предельный цикл, как для управления долготой геостационарного ИСЗ (разд. 2.4.1) [4]. При этом корректирующие трансверсальные маневры проводятся на одной из границ географического диапазона удержания. При проведении маневров в перигее орбиты суммарные затраты в м/с характеристической скорости на поддержание трассы составят [6]:

$$\Delta V_{\text{год}} = 2{,}75\sin(2\lambda_{\text{н}} + 46^\circ). \qquad (2.4.17)$$

Оптимизация поддержания высокоэллиптической орбиты типа «МОЛНИЯ» для КА с малой тягой

Предполагается, что движение КА можно представить в виде точечной массы, он имеет двигатель, обеспечивающий реактивное ускорение ограниченной величины $0 \le a_p \le a_{p\,\max}$, направленное по единичному вектору $\boldsymbol{e}$ ($\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{e} \equiv 1$).

Уравнения движения КА:

$$\frac{d\boldsymbol{Y}}{dt}(t) = \boldsymbol{f}[\boldsymbol{Y}(t), a(t), \boldsymbol{e}(t)], \qquad (2.4.18а)$$

где $\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}(t) = [\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}(t)\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}(t)]$;

$$\boldsymbol{f}[\boldsymbol{Y}(t), a(t), \boldsymbol{e}(t)] = \begin{bmatrix} \boldsymbol{V}(t) \\ a_P(t)\boldsymbol{e}(t) - \dfrac{\mu\boldsymbol{r}(t)}{r^3(t)} \end{bmatrix}, \qquad (2.4.18б)$$

где $\boldsymbol{r}(t)$, $\boldsymbol{V}(t)$ — радиус-вектор и вектор скорости соответственно; μ — гравитационный параметр.

Условия по поддержанию орбиты на интервале времени $[0, t_f]$ могут быть представлены в виде [7]:

$$\boldsymbol{F}[\boldsymbol{X}(t_{f1}), \boldsymbol{X}(t_{f2}), ..., \boldsymbol{X}(t_f)] = \boldsymbol{P}_f, \quad (2.4.19)$$

где $\boldsymbol{F}$ — некоторая векторная функция, определяющая зависимость орбитальных элементов от векторов состояния во внутренних точках и/или в конечной точке интервала; $\boldsymbol{P}_f$ — вектор целевых значений орбитальных элементов и/или функций от них, имеющих размерность m.

Предполагается, что интервал времени $[0, t_f]$ разбит на n малых, в общем случае, неодинаковых n подынтервалов $\Delta t_i = t_{i+1} - t_i$, и известны приближенные значения функции $\boldsymbol{F}(t_i)$ в опорные моменты времени t_i. На каждом подынтервале времени вектор управления $\boldsymbol{a}_i$ постоянен, тогда для краевых условий (2.4.19) имеется приближенное соотношение:

$$\boldsymbol{P}_f(t_f) = \boldsymbol{P}_f^*(t_f) + \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial \boldsymbol{F}(t_i)}{\partial \boldsymbol{a}} \boldsymbol{a}_i \Delta t_i, \quad (2.4.20)$$

где $\boldsymbol{P}_f^*(t_f)$ — значение краевых условий на невозмущенной (т.е. пассивной) траектории КА в момент t_f; $\partial \boldsymbol{F} / \partial \boldsymbol{a}$ — матрица частных производных функции влияния.

Считается, что вектор управления (вектор тяги) ориентирован в плоскости местного горизонта произвольным образом, и время работы двигателя не должно превышать длительности этого подынтервала $\Delta t_{i\,\max}$. Приобретаемый на этом подынтервале импульс скорости будет не более $\Delta V_{i\,\max} = a_{p\,\max} \Delta t_{i\,\max}$.

Возможные направления вектора тяги представляются в виде некоторого дискретного набора ориентаций, образованного делением диапазона $[0, 2\pi]$ на малые углы $\Delta\varphi = 2\pi/k$ (см. рис. 2.4.6, *а*).

На каждом подынтервале искусственно вводится k псевдоимпульсов, однако их сумма по модулю не должна превышать $\Delta V_{i\,\max}$. Тогда в оптимальном по затратам характеристической скорости решении не может быть более двух смежных псевдоимпульсов, поскольку сумму двух несмежных или трех или более векторов псевдоимпульсов всегда можно заменить двумя смежными псевдоимпульсами, имеющими наименьшую сумму [7].

Пусть $\Delta V_{i\,\text{opt}}$ — оптимальное решение для i-го подынтервала (рис. 2.4.6, *б*). Наилучшим приближением к оптимальному решению из имеющегося набора псевдоимпульсов с дискретными ориентациями в общем случае будет решение для двух смежных псевдоимпульсов между которыми располагается оптимальный импульс $\Delta V_{i\,\text{opt}}$. В частном случае это может быть один псевдоимпульс, ближайший по направлению к $\Delta V_{i\,\text{opt}}$, т.е. оптимальное решение заменяется приближенным значением.

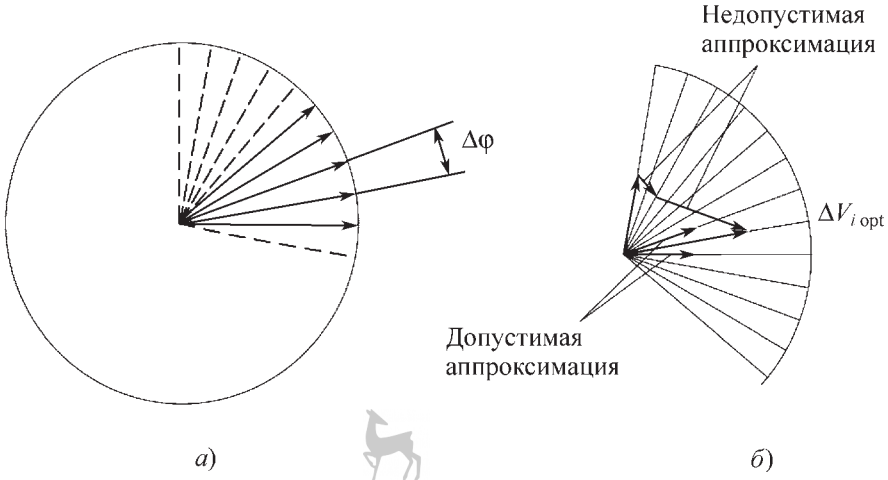


Рис. 2.4.6. Псевдоимпульсы в плоскости:
а — возможные направления вектора тяги; *б* — оптимальное решение для i-го подынтервала

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Подобным образом может быть рассмотрена пространственная ориентация вектора тяги [5, 7].

Вводится вектор неизвестных переменных $\boldsymbol{X}$, включающий все псевдоимпульсы на всех подынтервалах размерностью $(n\times k)$:

$$\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}} = [\Delta V_1^{(1)}, \Delta V_1^{(2)}, ..., \Delta V_1^{(k)}, \Delta V_2^{(1)}, \Delta V_2^{(2)}, ... \\ ..., \Delta V_2^{(k)}, ..., \Delta V_n^{(k)}]. \qquad (2.4.21)$$

Компоненты этого вектора могут быть только неотрицательными. Тогда для этого вектора имеется линейное неравенство:

$$\mathbf{A}\boldsymbol{X} \le \boldsymbol{b}, \qquad (2.4.22)$$

где $\mathbf{A}$ — матрица размером $[n\times(n\times k)]$, имеющая следующую структуру (показаны только ненулевые элементы):

$$\mathbf{A} = \left[\underbrace{\begin{matrix} \overbrace{111...1}^{k} & & & \\ & 111...1 & & \\ & & 111...1 & \\ & & & 111...1 \end{matrix}}_{n\times k}\right] \Big\} n. \qquad (2.4.23)$$

Вектор $\boldsymbol{b}^{\mathrm{T}} = [\Delta V_{1\max}, \Delta V_{2\max}, ..., \Delta V_{n\max}]$ имеет размерность равную числу подынтервалов.

Для вектора $\boldsymbol{X}$ краевые условия (2.4.19) примут вид:

$$\Delta \boldsymbol{P}_f = \boldsymbol{P}_f - \boldsymbol{P}_f^* = \mathbf{A}_e \boldsymbol{X}, \qquad (2.4.24а)$$

где $\mathbf{A}_e$ — матрица размером $[m\times(n\times k)]$:

$$\mathbf{A}_e = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial V_1^{(1)}} & \frac{\partial F_1}{\partial V_1^{(2)}} & ... & \frac{\partial F_1}{\partial V_1^{(k)}} & \frac{\partial F_1}{\partial V_2^{(1)}} & ... & \frac{\partial F_1}{\partial V_n^{(k)}} \\ ..... & ..... & ... & ..... & ..... & ... & ..... \\ \frac{\partial F_m}{\partial V_1^{(1)}} & \frac{\partial F_m}{\partial V_1^{(2)}} & ... & \frac{\partial F_m}{\partial V_1^{(k)}} & \frac{\partial F_m}{\partial V_2^{(1)}} & ... & \frac{\partial F_m}{\partial V_n^{(k)}} \end{bmatrix}. \qquad (2.4.24б)$$

Вектор $\boldsymbol{P}_f^*$ рассчитывается по невозмущенной траектории. Определим вектор коэффициентов $\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}} = [1\ 1...1\ 1]$ из $(n\times k)$ элементов для равномерных подынтервалов. В случае неравномерных подынтервалов этот вектор представим в виде $\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}} = [\Delta t_{1_{\max}} ... \Delta t_{n_{\max}}]$.

В итоге проблема оптимальной многовитковой коррекции поддержания формулируется как задача классического линейного программирования: найти вектор $\boldsymbol{X}$, минимизирующий линейный функционал

$$J = \min(\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{X}) \qquad (2.4.25)$$

при линейных ограничениях в виде равенства (2.4.24), неравенства (2.4.22) и неотрицательных значениях всех элементов вектора $\boldsymbol{X}$:

$$0 \le \Delta V_i^{(j)} \le \Delta V_{i\max}. \qquad (2.4.26)$$

В подобной формулировке задача имеет весьма высокую размерность (тысячи-десятки тысяч переменных). Современные методы линейного программирования высокого порядка, использующие алгоритмы внутренней точки [3], позволяют эффективно решать подобные задачи.

В постановке с дискретизацией по времени каждый подынтервал рассматривается независимо от других как в части времени работы двигателя, так и в части ориентации вектора тяги. Поэтому полученное решение требует специальной обработки, заключающейся в объединении последовательности смежных интервалов с максимальными продолжительностями в один непрерывный маневр [5, 7]. Критерием включения в обработку является наличие ненулевых компонент вектора $\boldsymbol{X}$. Далее для выбранных компонент вектора $\boldsymbol{X}$, относящихся к одному подынтервалу, уточняется ориентация вектора тяги. В непрерывной последовательности смежных подынтервалов, кроме первого и последнего, все внутренние подынтервалы должны иметь максимальную продолжительность, а первый и последний подынтервалы при неполной продолжительности сдвигаются соответственно вправо и влево. Таким образом может быть получен конечный набор непрерывных маневров.

Целью управления для высокоэллиптической орбиты типа «МОЛНИЯ» [7] является сохранение трассы полета КА относительно Земли и близких к номинальным значениям орбитальных элементов наклонения орбиты i_N, аргумента перигея $\omega_{\pi N}$ и эксцентриситета e_N. Коррекция орбитального периода T (или большой полуоси орбиты a) в явном виде не требуется, поскольку он стабилизируется при коррекции трассы. КА имеет двигательную установку с малой тягой и возможностью ориентации вектора тяги в произвольном направлении плоскости местного горизонта (рис. 2.4.7).

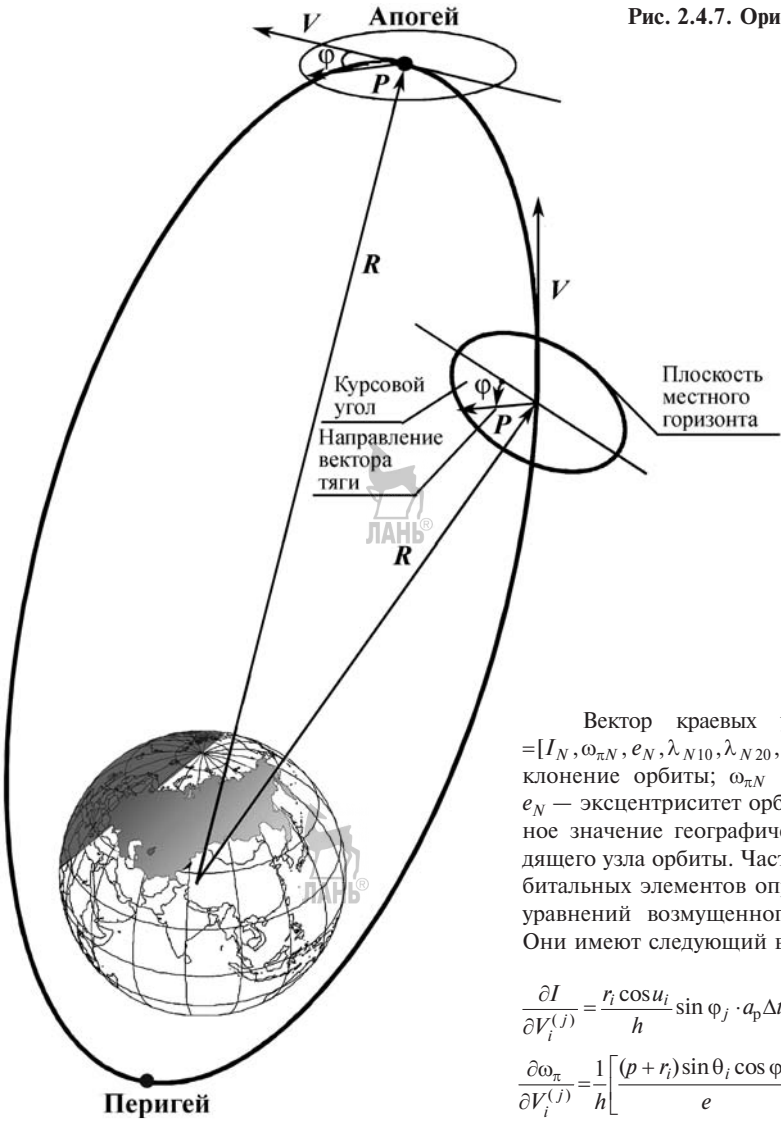


Рис. 2.4.7. Ориентация вектора тяги

Курсовой угол φ отсчитывается от проекции вектора скорости на эту плоскость. Поскольку при длительном интервале поддержания обеспечение требуемой долготы восходящего узла на конец интервала может не обеспечивать выполнение требований по отклонению долготы внутри этого интервала, вектор прицельных параметров должен быть расширен путем введения в него дополнительных условий по долготе восходящего узла во внутренних точках этого интервала.

Вектор краевых условий (2.4.19) $P_f^{\mathrm{T}} = [I_N, \omega_{\pi N}, e_N, \lambda_{N10}, \lambda_{N20}, \lambda_{N30}]$, где I_N — наклонение орбиты; $\omega_{\pi N}$ — аргумент перигея; e_N — эксцентриситет орбиты; λ_N — номинальное значение географической долготы восходящего узла орбиты. Частные производные орбитальных элементов определяются на основе уравнений возмущенного движения (2.2.50). Они имеют следующий вид:

$$\frac{\partial I}{\partial V_i^{(j)}} = \frac{r_i \cos u_i}{h} \sin \varphi_j \cdot a_{\mathrm{p}} \Delta t_i; \qquad (2.4.27)$$

$$\frac{\partial \omega_\pi}{\partial V_i^{(j)}} = \frac{1}{h}\left[\frac{(p + r_i)\sin\theta_i \cos\varphi_j}{e} - \frac{r_i \sin u_i \cos I_N}{\sin I_N}\right] a_{\mathrm{p}} \Delta t_i; \qquad (2.4.28)$$

$$\frac{\partial e}{\partial V_i^{(j)}} = \frac{1}{h}[(p + r_i)\cos u_i + r_i e]\cos\varphi_j a_{\mathrm{p}} \Delta t_i, \qquad (2.4.29)$$

где $h = \sqrt{\mu p}$, $p = a_N(1 - e_N^2)$ — соответственно интеграл энергии и параметр орбиты, соответствующие номинальной орбите; a_N — номинальное значение большой полуоси; Δt_i — длительность i-го подынтервала; u_i — аргумент широты, $u_i = \omega_{\pi N} + \theta_i$; θ_i — истинная аномалия; r_i — модуль радиус-вектора.

Производная для географической долготы узла имеет вид:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\frac{\partial \lambda_N}{\partial V_i^{(j)}} = \frac{\partial \lambda_N(t_i)}{\partial T}\frac{\partial T}{\partial a}\frac{\partial a}{\partial V_i^{(j)}}, \qquad (2.4.30)$$

где

$$\frac{\partial \lambda_N}{\partial T} = -\omega_з(t_f - t_i)/T; \qquad (2.4.31)$$

$$\frac{\partial T}{\partial a} = \frac{-3\pi\mu}{a_N^4\sqrt{\mu/a_N^3}}; \qquad (2.4.32)$$

$$\frac{\partial a}{\partial V_i^{(j)}} = \frac{2a_N^2 P}{hr_i}\cos\varphi_j \cdot a_р \Delta t_i; \qquad (2.4.33)$$

$\omega_з$ — угловая скорость вращения Земли.

Поскольку орбита является эллиптической, то для дискретизации по времени предпочтительней использовать неодинаковые по времени подынтервалы — меньшие в окрестности перицентра и бóльшие в окрестности апоцентра. Каждый виток разделяется на одинаковые по изменению на подынтервале значения истинной аномалии, а соответствующие границам подынтервалов времена рассчитываются по параметрам номинальной орбиты на основе уравнения Кеплера.

В качестве примера приводятся результаты для орбиты с критическим наклонением $I_N = 63{,}4°$, суточным орбитальным периодом $t_N = 86\,164^s$, эксцентриситетом $e_N = 0{,}27$ и аргументом перигея $\omega_{\pi N} = -90°$. Точность удержания трассы в восходящем узле орбиты равна

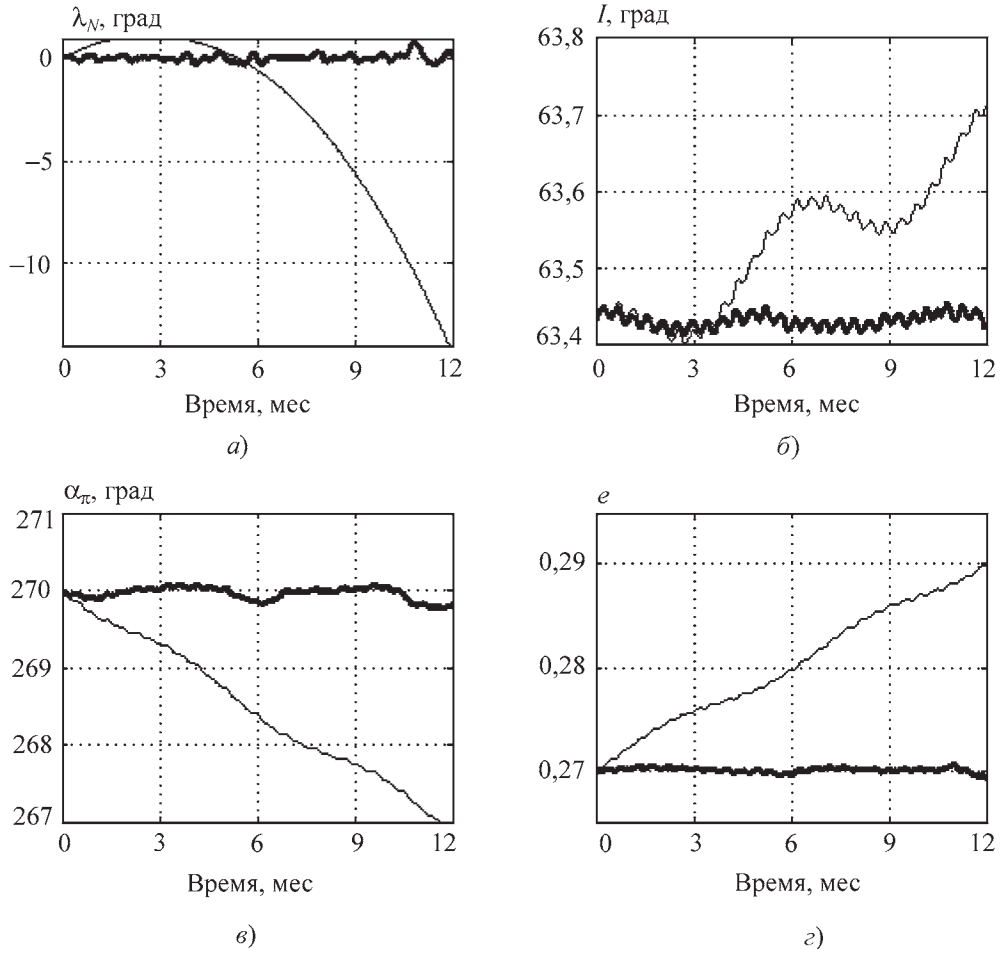


Рис. 2.4.8. Изменение орбитальных элементов на годовом интервале:
а — долготы восходящего узла λ_N; *б* — наклонения орбиты I; *в* — аргумента перицентра ω_π; *г* — эксцентриситета e

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

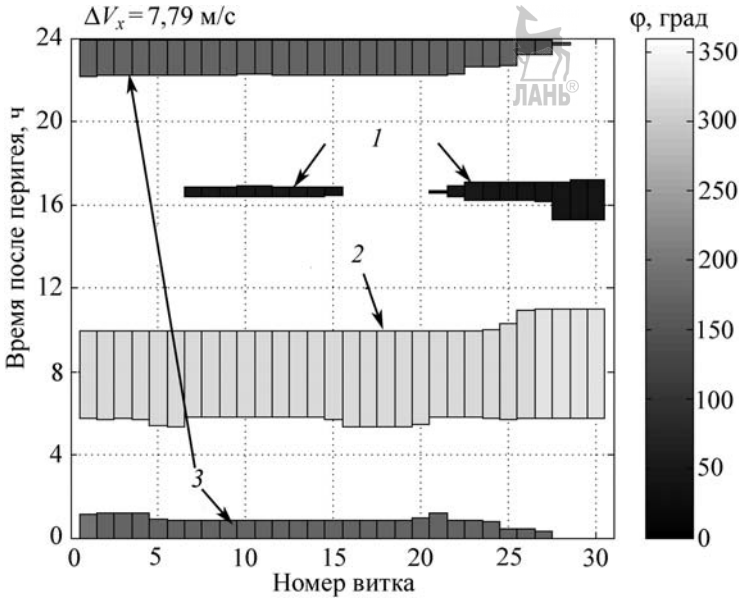


Рис. 2.4.9. Характеристики распределения маневров по виткам для месячного периода с максимальными затратами топлива:
1, 2, 3 — углы курса 44...50; 155...209; 312...320 град. соответственно

±1°, интервал поддержания составляет 30 сут. Внутренние точки для условий по долготе восходящих узлов рассчитывались через 10 и 20 суток. Реактивное ускорение принималось равным $a_р = 1 \cdot 10^{-8}$ км/с^2.

При расчете отклонений для невозмущенной траектории учитывались нецентральность гравитационного поля Земли (гармоники до 12-го порядка включительно для модели гравитационного поля Земли), гравитационные возмущения от Луны и Солнца и давление солнечного света. Результаты моделирования на годовом интервале (последовательное решение 12 задач поддержания, каждая с 30-дневным интервалом) показаны на рис. 2.4.8, где представлены изменения долготы восходящего узла λ_N (рис. 2.4.8, *а*), наклонения орбиты I (рис. 2.4.8, *б*), аргумента перицентра ω_π (рис. 2.4.8, *в*) и эксцентриситета e (рис. 2.4.8, *г*) при наличии коррекций орбиты (сплошные толстые линии) и при пассивном полете (тонкие линии). В целом лунно-солнечные возмущения существенно зависят от эпохи и положения орбиты в инерциальном пространстве, это приводит к существенному различию характера орбитальных маневров в течение года. Месячные затраты на поддержание орбиты составляют $\Delta V_X = 2{,}9...7{,}9$ м/с, а суммарные за год — $\Delta V_{X\,год} = 58$ м/с.

Характеристики распределения маневров по виткам для месячного периода с максимальными затратами топлива показаны на рис. 2.4.9 в виде закрашенных прямоугольников с высотой, соответствующей их длительности. Интенсивность фона закраски соответствует значению курсового угла φ по вертикальной шкале, находящейся справа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.** Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.

2. **Попович П.Р., Скребушевский Б.С.** Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.

3. **Схрейвер А.** Теория линейного и целочисленного программирования. М.: Мир, 1991. Т. 1. 360 с.

4. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А.** Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

5. **Улыбышев Ю.П.** Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. № 2. С. 52–60.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

6. **Chao C.-C.G.** Applied Orbit Perturbation and Maintenance. Reston, Virginia. AIAA, Inc. 2005. 264 p.

7. **Ulybyshev Yu.** Continuous Thrust Orbit Transfer Optimization Using Large-scale Linear Programming // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2007. V. 30. № 2. P. 427–436.

2.4.3. ПОДДЕРЖАНИЕ ВЫСОТНОГО ПРОФИЛЯ ПОЛЕТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Рабочая орбита станции — орбита, близкая к круговой, характеризующаяся средней высотой. Высота рабочей орбиты МКС в течение всего полета должна находиться в пределах высотного слоя, ограниченного минимальной и максимальной допустимыми высотами.

Введение понятия *минимальной допустимой высоты* рабочей орбиты вызвано необходимостью в целях обеспечения безопасности постоянно иметь некоторый запас высоты, предоставляющий наземным средствам управления требуемый резерв времени для оценки нештатных ситуаций и выхода из них.

Максимальная высота рабочей орбиты определяется ограничениями, обусловленными характеристиками сертифицированного оборудования и возможностями космических кораблей (КК), посещающих станцию.

Диапазон возможных высот орбиты для полета МКС определен в соответствии с техническими требованиями, отраженными в документации, согласованной всеми международными партнерами. Требованиями предписывается выполнение следующих условий:

– минимальная высота рабочей орбиты *на этапе сборки* МКС должна быть такой, чтобы период времени, за который высота орбиты станции может снизиться до 278 км, составлял не менее 90 суток;

– минимальная высота рабочей орбиты *после завершения сборки* МКС должна быть такой, чтобы период времени, за который высота орбиты станции снижается до 278 км, составлял не менее 180 суток;

– высота орбиты *после завершения сборки* МКС должна обеспечивать квазистационарные условия микрогравитации для научного оборудования МКС.

Ограничения, обусловленные возможностями кораблей посещения или оборудования МКС, следующие:

оборудование и программное обеспечение имеет ограничения на использование в диапазоне высот не выше 460 км;

высота орбиты МКС при стыковке российского *транспортного корабля* (*ТК*) «Союз» не должна превышать 425 км, а для схода с орбиты при расстыковке должна составлять не более 460 км;

доставка на орбиту крупногабаритных и тяжелых полезных нагрузок с использованием многоразового транспортного КК «Шаттл», как правило, приводит к различным ограничениям по максимальной высоте орбиты МКС для стыковки с КК «Шаттл».

Таким образом, высота рабочей орбиты МКС в процессе всего планируемого времени полета может изменяться в диапазоне от 300 до 460 км, причем высота орбиты, ниже которой нельзя опускаться, постоянно изменяется в процессе полета (но не ниже 300 км) в зависимости от конфигурации станции, режимов ориентации, состояния атмосферы и других факторов.

При разработке стратегии поддержания высоты орбиты МКС предусматривается проведение коррекций орбиты для обеспечения требуемых высот стыковки КК «Шаттл». Однако существуют дополнительные требования к параметрам орбиты МКС в даты стыковки с кораблями посещения — обеспечение оптимальных условий для стыковки кораблей «Союз» и «Шаттл», а также для посадки корабля «Союз».

Основными результатами разработки стратегии поддержания высоты орбиты являются график проведения и величины импульсов маневров для подъема высоты орбиты. Они определяются в зависимости от плана полетных операций МКС, ее конфигурации, высоты орбиты МКС и атмосферных условий.

В частности, на разработку графика проведения маневров влияют следующие ограничения:

орбитальные маневры должны планироваться так, чтобы максимально увеличить интервалы полета, свободные от динамических операций; для этапа эксплуатации станции следует обеспечивать 30-суточные интервалы полета с заданным уровнем микрогравитации;

даты проведения маневров должны планироваться не ранее, чем через двое суток по-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сле отстыковки от станции любого корабля, и не позднее, чем за двое суток до старта очередного корабля;

для проведения штатных маневров подъема орбиты используются только двигательные установки российского сегмента МКС — *объединенная двигательная установка служебного модуля* (*ОДУ СМ*), *двигатели причаливания и ориентации* (*ДПО*) кораблей «Прогресс» или двигатели европейского грузового корабля *ATV* (*Automated Transfer Vehicle*);

планируется проведение одного маневра в одни сутки;

при большой массе МКС из-за ограничений на максимальное время работы двигательных установок может возникнуть необходимость замены маневра с большой величиной импульса на несколько маневров, которые будут проводиться последовательно в течение несколько суток.

Величины импульсов маневров зависят от типа решаемой задачи по обеспечению заданных параметров орбиты в заданные даты, а также от скорости снижения высоты орбиты, которая определяется площадью элементов конструкции МКС, испытывающих влияние сопротивления атмосферы, их расположением относительно направления движения по орбите (ориентация в пространстве), массой станции и атмосферными условиями.

Полет МКС осуществляется в диапазоне высот 300...460 км, где воздействие силы атмосферного торможения может по истечении длительного промежутка времени привести к значительному снижению высоты орбиты.

Плотность атмосферы зависит от многих факторов, среди которых основными являются солнечная активность, геомагнитная возмущенность, высота над поверхностью земного эллипсоида, время года, широта, время суток и др., учитываемые в моделях атмосферы, в основу которых положены результаты зондирований атмосферы, проведенных в России, США, Канаде, Австралии и других странах.

Основной параметр, характеризующий солнечную активность — индекс солнечной активности $F_{10,7}$, равный плотности потока радиоизлучения Солнца на длине волны 10,7 см, выраженный в солнечных единицах потока 10^{-22} Вт/м$^{-2}$·Гц$^{-1}$.

Данный поток, имеющий высокую корреляцию с относительными числами солнечных пятен, определяющими уровень солнечной активности, измеряется ежедневно, и точность его измерений достаточно высока. Существует служба, которая обеспечивает текущую информацию о солнечной активности и выдает прогноз на некоторый интервал времени вперед. Однако для долгосрочного планирования полета МКС, например, для определения количества топлива, требующегося на поддержание орбиты в течение всего полета необходим прогноз солнечной активности на достаточно длительный период времени (10 лет и более).

Исследование закономерностей солнечной активности за длительный период наблюдений (с 1749 г. до настоящего времени) позволило ученым сделать вывод о том, что солнечная активность изменяется циклически и средняя продолжительность каждого цикла составляет 11 лет. Солнечные циклы могут быть немного короче или длиннее 11 лет, а также отличаться друг от друга величинами максимальных значений параметра $F_{10,7}$ и положением максимума внутри цикла.

Имеются различные методики прогнозирования, наилучшим образом отвечающие статистическим закономерностям и физической природе солнечной активности и связанной с ней геомагнитной возмущенности. Один из прогнозов, разработанный в 1996 г. российскими учеными, используется международными партнерами в расчетах по долгосрочному планированию и поддержанию высотного профиля полета МКС. Он представлен в виде графика на рис. 2.4.10 для 24-го цикла солнечной активности. Верхние кривые соответствуют минимальным, средним и максимальным осредненным ежемесячным значениям параметра $F_{10,7}$, а нижние кривые – соответствующим индексам геомагнитной возмущенности A_p. Данные кривые дают представление о характере изменения соответствующих параметров, но в реальности часто наблюдаются выбросы (вспышки), которые могут в несколько раз превышать осредненные прогнозируемые значения.

С ростом уровня солнечной активности и геомагнитной возмущенности плотность атмосферы увеличивается, и снижение высоты орбиты МКС происходит быстрее.

Каждый этап поддержания высоты орбиты (от коррекции до коррекции) рассчитывается путем моделирования маневра по подъему высоты орбиты от текущего значения до высоты, которая с учетом последующего пассивно-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

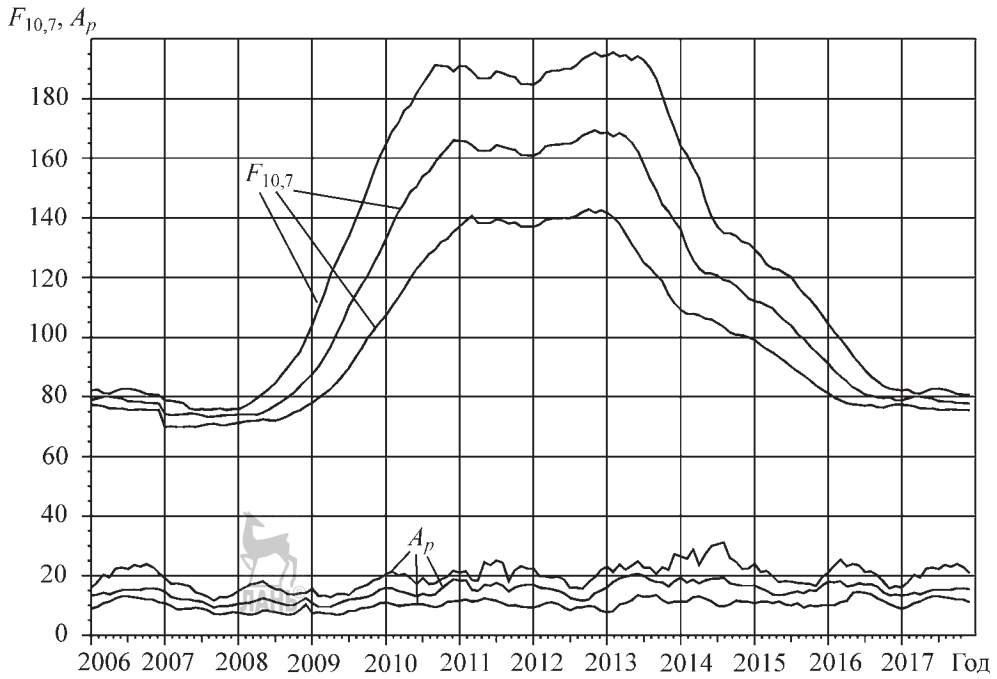


Рис. 2.4.10. Прогноз индексов $F_{10,7}$ и A_p для 24-го цикла солнечной активности

го торможения в атмосфере, обеспечивает требуемые значения высоты и других параметров орбиты в заданную дату. Общий план проведения полетных операций на МКС и график грузопотока накладывают ограничения на выбор дат проведения маневров, вследствие чего возникают проблемы с проведением маневров в оптимальные даты и удовлетворением оптимальных условий сближения сразу для нескольких КК, стартующих друг за другом через несколько дней. Эти проблемы разрешаются путем частичного отказа от выполнения какого-либо ограничения по условиям старта/посадки кораблей или изменением дат проведения операций.

На рис. 2.4.11 в качестве примера представлен высотный профиль (изменение высоты рабочей орбиты) полета МКС до 2015 г. (*1*), а также показана граница по минимальной высоте рабочей орбиты (*2*).

В табл. 2.4.2 представлены суммарные годовые величины характеристической скорости маневров для поддержания орбиты МКС до 2015 г., которые иллюстрируют возрастание затрат топлива на поддержание орбиты при возрастании параметров солнечной активности.

2.4.2. Суммарные значения характеристической скорости маневров для поддержания орбиты МКС

Год	V_x, м/с
2007	25,6
2008	39,0
2009	47,9
2010	66,0
2011	49,5
2012	53,0
2013	38,5
2014	15,5
2015	17,5

2.4.4. ПОДДЕРЖАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ СИНХРОННОСТИ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ

Поддержание солнечной синхронности круговой орбиты — коррекция высоты и/или наклонения орбиты, выполняемая для обеспечения равенства угловых скоростей движения среднего Солнца и прецессии орбиты. Большая полуось и наклонение круговой *солнеч-*

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

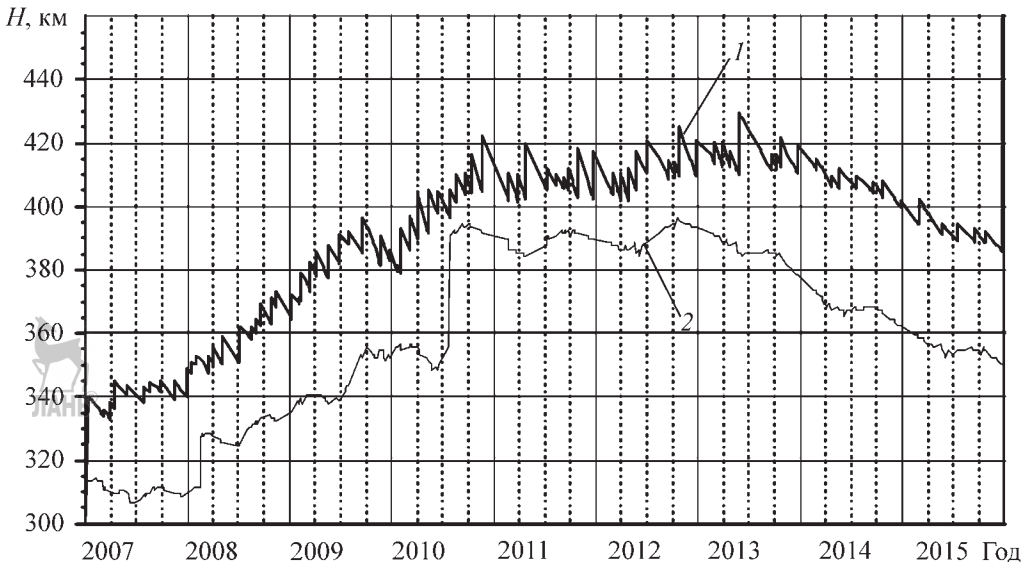


Рис. 2.4.11. Изменение высоты рабочей орбиты МКС в период 2007...2015 гг.:
1 — высотный профиль полета МКС до 2015 г.; *2* — граница по минимальной высоте рабочей орбиты

но-синхронной орбиты (*ССО*) функционально связаны соотношением $a = 12\,352{,}54(-\cos i)^{2/7}$, вытекающим из (2.2.104) [1]. Вследствие ошибок выведения и падения высоты орбиты в полете из-за атмосферного сопротивления соответствие между высотой ССО и ее наклонением нарушается, в результате чего нарушается равенство скоростей прецессии орбиты номинальной $\omega_{\text{пр}N} = 0{,}9856$ °/сут и действительной $\omega_{\text{пр}}(t) = C\dfrac{\cos i}{a(t)^{7/2}}$, C — const. Орбита перестает быть солнечно-синхронной.

Отличие $\delta\omega_{\text{пр}}(t)$ реальной скорости прецессии от ее номинального значения:

$$\delta\omega_{\text{пр}}(t) = \frac{\partial\omega_{\text{пр}}}{\partial i}\delta i + \frac{\partial\omega_{\text{пр}}}{\partial a}\delta a = $$

$$= -\omega_{\text{пр}\,N}\,\text{tg}\,i_N\delta i - \frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}\,N}}{a_N}\delta a(t), \quad (2.4.34)$$

где a_N и i_N — номинальные значения большой полуоси и наклонения ССО соответственно. Несмотря на возмущения, орбита останется солнечно-синхронной, если δi и δa связаны соотношением $\delta a = -\dfrac{2}{7}a_N\delta i\,\text{tg}\,i_N = a_i\delta i$, где $\dfrac{\partial a}{\partial i} = a_i = -\dfrac{2}{7}a_N\text{tg}\,i_N$. Например, для $h = 675$ км и $i = 98{,}1°$ получаем $\delta a = 4{,}12\delta i$, где δi измеряется в угловых минутах, а δa — в км.

Обозначим через δa_B и δi_B отклонения большой полуоси и наклонения орбиты от их номинальных значений (рис. 2.4.12) в некоторый момент времени. В координатах (δa, δi) прямая *m-m* задает связь между отклонениями δa и δi при условии, что орбита остается солнечно-синхронной. Точка *N* в начале координат обозначает номинальную невозмущенную ССО. Точка *B* задает возмущение номинальной орбиты.

Из рис. 2.4.12 следует, что существуют три способа восстановления солнечной синхронности орбиты:

1. Коррекция δa. Наклонение не корректируется, а большая полуось корректируется так, чтобы ее отклонение от номинала попало на прямую *m-m* (переход в т. 1).

2. Коррекция δi. Большая полуось не корректируется, а наклонение корректируется так, чтобы его отклонение от номинала попало на прямую *m-m* (переход в т. 2).

3. Коррекция δa и δi. Большая полуось и наклонение корректируются так, чтобы свести отклонение от номинала к нулю (переход в т. *N*). При этом возможна раздельная коррекция каждого параметра (переход из т. *B* в т. *N* через точку *C*).

Из рис. 2.4.12 следует, что для восстановления условий солнечной синхронности требуется характеристическая скорость:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

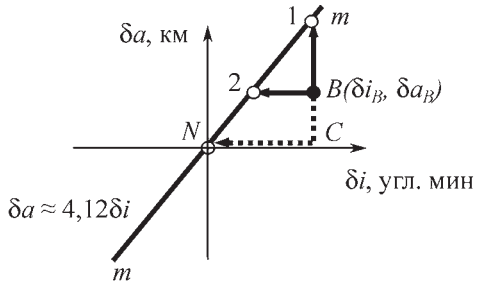


Рис. 2.4.12. Отклонения большой полуоси и наклонения ССО от номинальных значений

$$\left.\begin{aligned}
\Delta V_X^{(a)} &= \frac{|a_i \delta i_B - \delta a_B|}{a_V} \text{ — при коррекции большой полуоси;} \\
\Delta V_X^{(i)} &= \frac{\left|\delta i_B - \frac{\delta a_B}{a_i}\right|}{i_V} \text{ — при коррекции наклонения;} \\
\Delta V_X^{(N)} &= \left|\frac{\delta a_B}{a_V}\right| + \left|\frac{\delta i_B}{i_V}\right| \text{ — при восстановлении номинальной ССО.}
\end{aligned}\right\} \quad (2.4.35)$$

Значения производных для круговой орбиты в (2.4.35):

$$\frac{\partial a}{\partial i} = a_i = -\frac{2}{7} a_N \operatorname{tg} i_N; \quad \frac{\partial a}{\partial V_n} = a_V = \frac{2a_N}{V_{\text{КР}\,N}};$$

$$\frac{\partial i}{\partial V_b} = i_V = \frac{1}{V_{\text{КР}\,N}}, \quad (2.4.36)$$

где V_n — трансверсальная составляющая корректирующей скорости; $V_{\text{КР}\,N}$ — номинальное значение абсолютной скорости КА на круговой орбите; V_b — бинормальная составляющая корректирующей скорости.

Из выражений для характеристической скорости коррекции следует:

$$\frac{\Delta V_X^{(a)}}{\Delta V_X^{(i)}} = \frac{a_i i_V}{a_V} = \frac{a_i}{a_V / i_V}. \quad (2.4.37)$$

При $a_i > a_V/i_V$ имеем $\Delta V_X^{(a)} > \Delta V_X^{(i)}$, т.е. коррекция наклонения является энергетически выгодной; при $a_i < a_V/i_V$ имеем $\Delta V_X^{(a)} < \Delta V_X^{(i)}$ — более эффективна коррекция большой полуоси. При $a_i = a_V/i_V$ обе коррекции равнозначны по энергетике.

Из (2.4.36) следует, что данное равенство обеспечивается при $\operatorname{tg} i_N = -7$. ССО с наклонением $i = \operatorname{arctg}(-7) = 98{,}13°$ имеет высоту $h \approx 686$ км. Следовательно, для восстановления солнечной синхронности орбит высотой $h < 686$ км энергетически эффективна коррекция наклонения, для орбит высотой $h > 686$ км — коррекция большой полуоси. Иллюстрируя сказанное, рассмотрим отклонения параметров ССО от номинальных значений, равные $\delta a = 15$ км и $\delta i = 2$ угл. мин для круговых ССО высотой 517 км и 892 км. Затраты характеристической скорости на восстановление солнечной синхронности приведены в табл 2.4.3.

2.4.3. Затраты характеристической скорости на восстановление солнечной синхронности

h, км	$\Delta V_X^{(i)}$, м/с	$\Delta V_X^{(a)}$, м/с	$\Delta V_X^{(N)}$, м/с
517	3,16	3,45	12,69
892	4,16	3,75	11,95

При проведении коррекции наклонения или высоты возмущенной орбиты формируется новая ССО, отличная от номинальной, поэтому восстановление ее солнечной синхронности в общем случае приводит к потере других ее свойств, например кратности или расположения трассы. Если это не допустимо, то необходимо корректировать наклонение и высоту для восстановления номинальной ССО.

2.4.5. ПОДДЕРЖАНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ МЕСТНОГО ВРЕМЕНИ ПРОХОЖДЕНИЯ ВОСХОДЯЩЕГО УЗЛА КРУГОВОЙ ССО

Поддержание стабильности местного времени прохождения восходящего узла орбиты — коррекция высоты и/или наклонения орбиты для обеспечения равенства местного времени в восходящем узле орбиты заданному значению. Местное солнечное время m_Ω прохождения восходящего узла орбиты определяется выражением $m_\Omega = \Omega - \alpha_S + 12^h$, где Ω — долгота восходящего узла орбиты; α_S — прямое восхождение Солнца. Данные параметры измеряются в плоскости экватора от оси OX геоцентрической инерциальной экваториальной системы координат. Для ССО $m_\Omega = \text{const}$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Действительно, дифференцируя выражение для m_Ω, получаем:

$$\frac{dm_\Omega(t)}{dt} = \frac{d\Omega(t)}{dt} - \frac{d\alpha_S(t)}{dt} = \omega_{\text{пр}}(t) - \omega_S(t). \quad (2.4.38)$$

Условием *солнечной синхронности* является равенство $\omega_{\text{пр}} = \omega_S = 0{,}9856$ °/сут, поэтому из (2.4.38) следует, что производная от m_Ω по времени равна нулю, т.е. $m_\Omega = \text{const}$. В реальном полете, однако, данное свойство выполняется нестрого.

Во-первых, движение «истинного» видимого Солнца по небесной сфере отличается от равномерного движения «математического среднего» Солнца по экватору. Следовательно, на момент времени полета T в общем случае существует отклонение прямого восхождения «среднего экваториального» Солнца от прямого восхождения «истинного» Солнца, равное $\delta\alpha_S(T)$. Соотношение для $\delta\alpha_S(T)$ называют *уравнением времени*, а саму величину публикуют в Астрономическом Ежегоднике. Величина $\delta\alpha_S(T)$ обращается в нуль четыре раза в году и изменяется приблизительно от +14 мин (11 февраля) до –16 мин (3 ноября). Следовательно, для $\delta\alpha_S(T)$ имеем оценку:

$$|\delta\alpha_S(T)| \le 16. \quad (2.4.39)$$

Во-вторых, нарушено условие $\omega_{\text{пр}}(t) = 0{,}9856$ °/сут = const. Это происходит из-за ошибок выведения по наклонению и высоте, а также атмосферного торможения КА в полете.

В результате наклонение орбиты i, ее большая полуось $a(t)$ и угловая скорость прецессии отличаются от их расчетных номинальных постоянных значений, что приводит к накоплению за время полета T вековой погрешности в долготе восходящего узла $\delta\Omega(T)$, а значит и в δm_Ω. Оценивая величину $\delta\Omega(T)$, положим, что после выведения наклонение орбиты и ее большая полуось принимают значения:

$$i(t_{\text{ко}}) = i_N + \delta i(t_{\text{ко}}); \; a(t_{\text{ко}}) = a_N + \delta a(t_{\text{ко}}),$$

где $\delta i(t_{\text{ко}})$ и $\delta a(t_{\text{ко}})$ — возмущения наклонения и большой полуоси орбиты, вызванные разбросами кинематических параметров траектории в конце участка выведения; i_N и a_N — номинальные (расчетные) значения наклонения и большой полуоси ССО в момент $t_{\text{ко}}$ окончания участка выведения (в момент срабатывания контактов отделения).

В процессе полета, $a(t)$ уменьшается за счет атмосферного торможения. Для проведения качественного анализа это уменьшение аппроксимируется линейным законом:

$$a(t) = a(t_{\text{ко}}) + A_t(t - t_{\text{ко}}) = a_N + \delta a(t_{\text{ко}}) + A_t(t - t_{\text{ко}}),$$

где $A_t \le 0$ — *темп падения высоты*, коэффициент, характеризующий атмосферное торможение КА в полете.

Наклонение орбиты во время полета практически неизменно и равно наклонению в момент $t_{\text{ко}}$, так как сила торможения в атмосфере действует в плоскости орбиты и не изменяет ее наклонения:

$$i(t) = i(t_{\text{ко}}) = i_N + \delta i(t_{\text{ко}})$$

Следовательно, текущие возмущения большой полуоси и наклонения в полете:

$$\delta a(t) = a(t) - a_N(t) = \delta a(t_{\text{ко}}) + A_t(t - t_{\text{ко}}), \quad (2.4.40)$$
$$\delta i(t) = i(t) - i_N(t) = \delta i(t_{\text{ко}}).$$

В разд. 2.4.4 получено выражение для $\delta\omega_{\text{пр}}(t)$ — отличия скорости прецессии ССО от ее номинального значения $\omega_{\text{пр}\,N}$, вследствие возмущений наклонения и большой полуоси. Из этого выражения с учетом (2.4.40) следует:

$$\delta\omega_{\text{пр}}(t) = -\omega_{\text{пр}\,N}\,\text{tg}\,i_N\delta i(t_{\text{ко}}) - \\ -\frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}\,N}}{a_N}[\delta a(t_{\text{ко}}) + A_t(t - t_{\text{ко}})]. \quad (2.4.41)$$

Долгота восходящего узла $\Omega(T)$ в момент T:

$$\Omega(T) = \Omega(t_{\text{ко}}) + \int_{t_{\text{ко}}}^{T} \omega_{\text{пр}}(t)dt.$$

Возмущением $\delta\Omega(t_{\text{ко}})$ долготы восходящего узла в момент $t_{\text{ко}}$ в данном случае можно пренебречь. Учитывая это, из последнего выражения находим:

$$\delta\Omega(T) = \delta\Omega(t_{\text{ко}}) + \int_{t_{\text{ко}}}^{T} \delta\omega_{\text{пр}}(t)dt \approx \int_{t_{\text{ко}}}^{T} \delta\omega_{\text{пр}}(t)dt.$$

Подставляя сюда выражение для $\delta\omega_{\text{пр}}(t)$ из (2.4.41) получаем:

$$\delta\Omega(T) = -\omega_{\text{пр}\,N}\,\text{tg}\,i_N\delta i(t_{\text{ко}})(T - t_{\text{ко}}) - \\ -\frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}\,N}}{a_N}\left[\delta a(t_{\text{ко}})(T - t_{\text{ко}}) + A_t\frac{(T - t_{\text{ко}})^2}{2}\right]. \quad (2.4.42)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Возмущение местного времени прохождения восходящего узла теперь может быть найдено из соотношения:

$$\delta m_\Omega(T) = \delta\Omega(T) - \delta\alpha_S(T).$$

Разбросы кинематических параметров траектории в конце выведения и падение высоты орбиты вследствие атмосферного торможения за время существования ИСЗ могут изменить местное время прохождения восходящего узла на десятки минут. Это может привести к ухудшению условий работы системы энергопитания КА, появлению длительных интервалов времени, в течение которых КА будет непрерывно освещен Солнцем, нештатному режиму работы системы терморегулирования КА и его бортовой аппаратуры, проведению дистанционного зондирования Земли в нерасчетных условиях. Чтобы не допустить эти явления, проводят коррекцию местного времени прохождения восходящего узла.

Скорректировать отклонение δm_Ω можно двумя способами. Во-первых, за счет непосредственного («прямого») изменения долготы восходящего узла исходной орбиты. Оптимальные точки приложения корректирующего импульса в этом случае — точки с аргументами широты $u = 90,\ 270°$. Значение требуемой характеристической скорости может быть найдено из соотношения, связывающего возмущения δV_b скорости КА по нормали к плоскости круговой орбиты и $\delta\Omega$:

$$\delta\Omega = \frac{1}{V_{\text{КР}\,N}} \frac{\sin u}{\sin i} \delta V_b.$$

Здесь $V_{\text{КР}N}$ — абсолютная скорость КА на номинальной круговой орбите.

Полагая $\delta\Omega = -\delta m_\Omega$ и $\sin u = 1$, получаем:

$$\Delta V_X = |\delta V_b| = V_{\text{КР}\,N} \sin i\, \delta m_\Omega.$$

Так, для $V_{\text{КР}\,N} = 7\,518$ км/с, $i = 98{,}1°$ (параметры ССО высотой 675 км) и при измерении δm_Ω в часовой мере в минутах имеем

$$\Delta V_X \approx 32{,}4 \delta m_\Omega^m.$$

Следовательно, коррекция $m_\Omega^m = 4$ мин (это эквивалентно изменению Ω на 1°) требует ~130 м/с характеристической скорости. Если учесть, что только за счет неравномерности движения Солнца m_Ω меняется примерно на ±16 мин в течение года, то такой способ коррекции нельзя считать целесообразным.

Во втором способе реализуется идея, основанная на том, что бинормальный импульс δV_b изменяет не только долготу восходящего узла Ω, но и наклонение i, что приводит к изменению угловой скорости прецессии орбиты. Возникшее отклонение $\delta\omega_{\text{пр}}$, накапливаясь в течение времени ожидания $\Delta t_{\text{ож}}$, приводит к отклонению $\delta\Omega = \delta\omega_{\text{пр}}\,\Delta t_{\text{ож}}$, за счет которого можно исправить δm_Ω. Такой же эффект будет и от импульса δV_n, который изменяет большую полуось, а значит и скорость прецессии орбиты.

Для получения соответствующих расчетных формул используется (2.4.42), в которую вместо $(T - t_{\text{ко}})$ подставляется время $\Delta t_{\text{ож}}$:

$$\delta\Omega(\Delta t_{\text{ож}}) = -\omega_{\text{пр}\,N}\ \text{tg}\, i_N \cdot \delta i(0) \Delta t_{\text{ож}} - \\ -\frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}\,N}}{a_N}\left[\delta a(0)\Delta t_{\text{ож}} + A_t \frac{\Delta t_{\text{ож}}^2}{2}\right], \quad (2.4.43)$$

где $\delta i(0)$ и $\delta a(0)$ — отклонения наклонения и большой полуоси, реализовавшиеся после соответствующих коррекций.

Из теории околокругового движения [1]:

$$\delta i(0) = \frac{1}{V_{\text{КР}\,N}} \delta V_b;\ \ \delta a(0) = \frac{2a_N}{V_{\text{КР}\,N}} \delta V_n. \quad (2.4.44)$$

Пренебрегая в первом приближении падением высоты за счет атмосферного сопротивления и учитывая (2.4.44), из (2.4.43) получаем $\delta\Omega^{(i)}$ и $\delta\Omega^{(a)}$ — возмущения долготы восходящего узла за время $\Delta t_{\text{ож}}$ вследствие изменений наклонения и большой полуоси, вызванных импульсами δV_b и δV_n соответственно:

$$\left.\begin{aligned} \delta\Omega^{(i)} &= -\frac{\omega_{\text{пр}\,N}\,\text{tg}\, i_N}{V_{\text{КР}\,N}} \delta V_b \Delta t_{\text{ож}}; \\ \delta\Omega^{(a)} &= -\frac{7\omega_{\text{пр}\,N}}{V_{\text{КР}\,N}} \delta V_n \Delta t_{\text{ож}}. \end{aligned}\right\} \quad (2.4.45)$$

Корректирующие импульсы δV_b и δV_n выбираются таким образом, чтобы соответствующее изменение долготы восходящего узла компенсировало возмущение δm_Ω, т.е. $\delta\Omega = -\delta m_\Omega$. Тогда из (2.4.45) следуют выражения для характеристических скоростей коррекций:

$$\Delta V_X^{(i)} = \left|\frac{\delta m_\Omega V_{\text{КР}}}{\text{tg}\, i \omega_{\text{пр}\,N} \Delta t_{\text{ож}}}\right|;\ \ \Delta V_X^{(a)} = \left|\frac{\delta m_\Omega V_{\text{КР}}}{7\omega_{\text{пр}\,N} \Delta t_{\text{ож}}}\right|. \quad (2.4.46)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Составив отношение $\frac{\Delta V_X^{(a)}}{\Delta V_X^{(i)}} = \frac{|\operatorname{tg} i|}{7}$, получаем, что при $|\operatorname{tg} i| > 7$ имеем $\Delta V_X^{(a)} > \Delta V_X^{(i)}$, т.е. коррекция наклонения эффективнее коррекции большой полуоси. При $|\operatorname{tg} i| < 7$ $\Delta V_X^{(a)} < \Delta V_X^{(i)}$, а значит, коррекция большой полуоси более эффективна. При $|\operatorname{tg} i| = 7$ обе коррекции равнозначны по энергетике. Для ССО $|\operatorname{tg} i| = 7$ при $i = 98{,}13°$ ($h = 686$ км). Следовательно, для коррекции местного времени прохождения восходящего узла ССО высотой $h < 686$ км целесообразно использовать коррекцию наклонения, для орбит высотой $h > 686$км — коррекцию большой полуоси. Иллюстрируя сказанное, положим $V_{\text{КР}\,N} = 7518$ км/с, $i = 98{,}1°$ (параметры ССО высотой 675 км), δm_Ω измерим в часовой мере в минутах, $\Delta t_{\text{ож}}$ в сутках.

Тогда

$$\Delta V_X \Delta t_{\text{ож}} \approx 273 \delta m_\Omega^m.$$

Следовательно, коррекция $\delta m_\Omega^m = 4$ мин, что эквивалентно изменению Ω на 1°, за 30 сут требует ~36,4 м/с характеристической скорости.

2.4.6. УПРАВЛЕНИЕ ВЫСОТОЙ И ТРАССОЙ НИЗКОЙ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ

Управление высотой и трассой круговой орбиты — совокупность коррекций высоты полета (периода обращения) КА для ликвидации влияния атмосферного торможения и организации требуемого смещения трассы. Орбитальное движение КА происходит при воздействии внешней среды (гравитационного поля и атмосферы Земли, гравитационных полей Солнца, Луны) и возмущений, вызванных включениями двигательной установки КА.

Характерной особенностью гравитационных возмущений является то, что они не приводят к так называемым вековым возмущениям высоты. Атмосферные возмущения приводят к монотонному уменьшению высоты спутников. Трудность учета этого эффекта обусловлена изменчивостью плотности верхней атмосферы, которая имеет очень малую плотность (на высоте ~600 км ~10^{-13} кг/м^3), но может изменяться на порядок в зависимости от уровня солнечной и геомагнитной активности. Эти закономерности в настоящее время изучены недостаточно, поэтому современные модели плотности атмосферы имеют погрешности порядка 10 %.

При проведении проектных расчетов КА возникают дополнительные ошибки, связанные с погрешностями прогнозирования солнечной и геомагнитной активности и знания аэродинамических характеристик КА. Несмотря на малое значение, атмосферное сопротивление действует на всем протяжении полета КА. В результате такого длительного воздействия трасса орбиты может настолько сместиться от своего номинального положения, что решение целевой задачи КА станет невозможным.

Тенденция уменьшения массогабаритных характеристик непилотируемых околоземных КА, особенно КА дистанционного зондирования Земли, приводит к использованию на этих аппаратах *корректирующих двигательных установок* (*КДУ*) малой тяги. Вследствие ограничений по энергетике при проведении коррекций КДУ малой тяги работают в течение 5...15 мин на витке. Поэтому коррекции ошибок выведения, поддержания высоты орбиты, фазового положения КА, положения трассы могут проводиться на десятках и сотнях витков. Это вносит определенные коррективы в методику расчета и исполнения коррекций.

В ряде случаев, однако, для расчета параметров коррекций орбиты КА под действием малой тяги, допустимо пользоваться соотношениями, полученным для импульсного случая, полагая:

$$\Delta V_X = p t_{\text{д}} = \frac{P}{M_{\text{КА}}} t_{\text{д}},$$

где P — тяга двигателя КА, Н; $M_{\text{КА}}$ — масса КА, кг, $t_{\text{д}}$ — время работы КДУ, с.

Рассмотрим эволюцию трассы круговых ССО при изменении высоты орбиты [2]. Аргумент широты КА на круговой орбите равен

$$u(t) = \int_0^t \omega_{\text{КА}}(\tau) d\tau = \int_0^t \sqrt{\frac{\mu}{a(\tau)^3}} d\tau, \qquad (2.4.47)$$

где t — время движения КА от начала витка (экватора) до текущего положения, $\omega_{\text{КА}}(\tau)$ — угловая скорость обращения КА по орбите.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Если большая полуось круговой ССО получает малое возмущение $\delta a(t)$, то угловая скорость обращения КА получает возмущение

$$\delta\omega_{\text{КА}}(t) = -\omega_{\text{КА}\,N}\frac{3}{2}\frac{\delta a(t)}{a_N} = -\frac{3}{2}\sqrt{\frac{\mu}{a_N^3}}\frac{\delta a(t)}{a_N},$$

где индексом N отмечены параметры номинальной (невозмущенной) орбиты.

Зададим закон изменения высоты вследствие атмосферного торможения линейным от времени:

$$\delta a(t) = \delta a(0) + A_t t,$$

где $\delta a(0)$ — отклонение большой полуоси от номинального значения в начальный момент времени, $\delta a(0) = \delta a_0$; $A_t < 0$ — темп падения высоты орбиты.

Тогда выражение для $\delta\omega_{\text{КА}}(t)$ примет вид

$$\delta\omega_{\text{КА}}(t) = -\frac{3}{2}\omega_{\text{КА}\,N}\frac{\delta a_0 + A_t t}{a_N}. \qquad (2.4.48)$$

Из соотношений (2.4.47) и (2.4.48) следует выражение для возмущения аргумента широты КА, вызванного возмущением δa_0 и последующим падением значения высоты со скоростью A_t за счет атмосферного сопротивления:

$$\delta u(t) = \int_0^t \delta\omega_{\text{КА}}(\tau)d\tau =$$

$$= -\frac{3}{2}\frac{\omega_{\text{КА}\,N}}{a_N}\left[\delta a_0 t + \frac{A_t t^2}{2}\right] = -\frac{3}{2}\omega_{\text{КА}\,N}A(t), \qquad (2.4.49)$$

где $A(t) = \dfrac{1}{a_N}\left[\delta a_0 t + \dfrac{A_t t^2}{2}\right]$.

Отрицательное значение $\delta u(t)$ означает, что при $\delta a(t) > 0$ имеет место запаздывание прихода КА в восходящий узел. Начальное возмущение большой полуоси и атмосферное торможение за время t приводят к смещению долготы восходящего узла орбиты на угол (разд. 2.4.5):

$$\delta\Omega(t) = -\frac{7}{2}\frac{\omega_{\text{пр}\,N}}{a_N}\left[\delta a_0 t + \frac{A_t t^2}{2}\right] = -\frac{7}{2}\omega_{\text{пр}\,N}A(t). \qquad (2.4.50)$$

Знак минус означает, что при положительном δa отклонение $\delta\Omega$ идет к западу от номинальной точки. Сравнивая возмущения $\delta u(t)$ и $\delta\Omega(t)$, получаем:

$$\frac{\delta u(t)}{\delta\Omega(t)} = \frac{3}{7}\frac{\omega_{\text{КА}\,N}}{\omega_{\text{пр}\,N}}. \qquad (2.4.51)$$

Фазовому смещению $\delta u(t) < 0$ соответствует запаздывание времени прихода КА в восходящий узел от номинального значения на величину δt:

$$\delta t = -\frac{T_{\text{др}\,N}}{2\pi}\delta u(t). \qquad (2.4.52)$$

Тогда трасса КА, определяемая гринвичской долготой восходящего узла λ, сместится к западу от своего номинального положения на угол:

$$\delta\lambda = -\omega^*\delta t, \qquad (2.4.53)$$

где ω^* — угловая скорость вращения Земли относительно прецессирующей орбиты. Для ССО $\omega^* = 2\pi/T_{\text{СС}}$, где $T_{\text{СС}}$ — продолжительность средних солнечных суток, $T_{\text{СС}} = 86\,400$ с.

Подставляя в (2.4.53) выражения (2.4.52) для δt и (2.4.49) для $\delta u(t)$, находим

$$\delta\lambda(t) = -\frac{3}{2}\omega^* A(t). \qquad (2.4.54)$$

Сравнивая (2.4.49) и (2.4.54), получаем

$$\frac{\delta u(t)}{\delta\lambda(t)} = \frac{\omega_{\text{КА}\,N}}{\omega^*}, \qquad (2.4.55)$$

а сравнивая (2.4.51) и (2.4.55), имеем:

$$\frac{\delta\lambda(t)}{\delta\Omega(t)} = \frac{3}{7}\frac{\omega^*}{\omega_{\text{пр}\,N}},$$

или, для ССО:

$$\frac{\delta\lambda(t)}{\delta\Omega(t)} = \frac{3}{7}\frac{2\pi}{T_{\text{СС}}}\frac{1}{\omega_{\text{пр}\,N}} = 156{,}53.$$

Соотношения (2.4.49), (2.4.51) и (2.4.55) показывают, что если в результате возмущения высоты орбиты за время t появляется смещение $\delta u(t)$, то обязательно возникают смещения $\delta\Omega(t)$ и $\delta\lambda(t)$, причем смещение долготы трассы $\delta\lambda(t)$, более чем на два порядка, а смещение по фазе $\delta u(t)$, более чем на три порядка, превосходят смещение долготы восходящего узла орбиты $\delta\Omega(t)$. Поддержание или плановое смещение трассы полета фактически сводится к

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

коррекции поддержания или планового смещения фазового положения КА, т.е. коррекции прихода КА в некоторый восходящий узел.

Эволюцию трассы полета и высоты орбиты во времени можно наглядно проследить, используя понятие фазовой траектории в координатах ($\delta\lambda$, δa):

$$\begin{cases} \delta\lambda = -\dfrac{3}{2}\omega^* \dfrac{1}{a_N}\left[\delta a_0 t + A_t \dfrac{t^2}{2}\right]; \\ \delta a = \delta a_0 + A_t t. \end{cases} \quad (2.4.56)$$

Исключив время из выражений (2.4.56), получаем:

$$\delta\lambda = -\frac{3}{4}\frac{\omega^*}{a_N A_t}\delta a^2 + \frac{3}{4}\frac{\omega^*}{a_N A_t}\delta a_0^2. \quad (2.4.57)$$

Это уравнение фазовой траектории выражает смещение трассы $\delta\lambda$ в зависимости от δa — отклонения высоты от номинала. Из выражения (2.4.57) следует, что при $\Delta a_0 > 0$ с течением времени трасса отклоняется к западу от номинальной точки (рис. 2.4.13), а текущее отклонение высоты орбиты от номинала уменьшается за счет атмосферного сопротивления.

Спустя время $\tau = -\Delta a_0/A_t$ отклонение высоты от номинала становится равным нулю ($\Delta a = 0$), а отклонение трассы — максимальным по абсолютной величине:

$$\Delta\lambda_m = \frac{3}{4}\omega^* \frac{1}{a_N}\frac{\Delta a_0^2}{A_t}.$$

Дальнейшее падение высоты приводит к изменению знака Δa и, как следствие, к уменьшению (по абсолютной величине) отклонения $\Delta\lambda$, которое в момент $t = 2\tau$ становится равным нулю. Далее производится коррекция высоты орбиты, в результате которой КА получает первоначальное отклонение $+\Delta a_0$ от номинала и цикл замыкается. В среднем высота КА за время цикла будет равна номинальной, но долгота сместится к западу от номинальной на угол $\Delta\lambda_m/2$. Для поддержания в среднем высоты и положения трассы номинальными надо сдвинуть цикл по долготе вправо на величину $\Delta\lambda_m/2$, т.е. совместить «центральную» точку цикла с номинальной долготой трассы (с т. N на рис. 2.4.13). В этом случае в среднем высота орбиты и положение трассы за время цикла остаются равными их номинальным значениям. Подъем орбиты производится либо при выходе высоты КА из заданного высотного диапазона $[\Delta a_0; -\Delta a_0]$, либо при выходе трассы из заданного диапазона по долготе $[\Delta\lambda_m/2; -\Delta\lambda_m/2]$, либо через заданные интервалы времени, например через несколько периодов кратности орбиты.

Суммарные затраты характеристической скорости на поддержание орбиты за достаточно длительный промежуток времени, например за год, не зависят от параметров цикла Δa_0 и $\Delta\lambda_m/2$ и определяются, фактически, только темпом падения высоты A_t. Действительно, независимо от того, какой тип коррекции используется, импульсный или «непрерывный», характеристическая скорость для подъема высоты орбиты на $2\Delta a_0$, равна $V_X = \Delta a_0 \omega_{\text{КА}\,N}$. Количество коррекций поддержания высоты за год равно $N_{\text{корр}} = -\dfrac{365A_t}{2\Delta a_0}$. Следовательно, затраты характеристической скорости за год будут $V_{X_{\text{год}}} = V_X N_{\text{корр}} = -183\omega_{\text{КА}\,N} A_t$.

Рассмотрим коррекцию фазового положения КА как способ управления расположением трасс двух КА, предназначенных для обзора поверхности Земли. Орбиты КА при этом полагаются круговыми солнечно-синхронными.

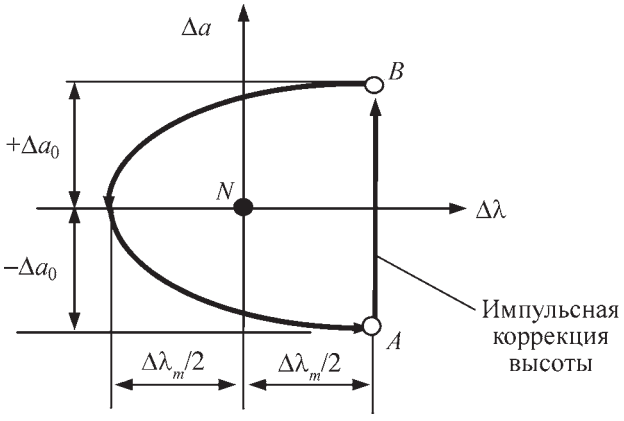


Рис. 2.4.13. Циклическая коррекция поддержания высоты и трассы полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В момент прохождения восходящего узла орбиты КА пролетает над точкой экватора, географическую долготу которой (долготу восходящего узла в гринвичской подвижной системе координат) обозначим $\lambda_{ВУ}$. В ходе полета земная поверхность покрывается сеткой трасс, причем начало трассы $\lambda_{ВУ}$ очередного витка смещается к западу на межвитковое расстояние $L_{мв}$. Каждый КА покрывает земную поверхность своей сеткой трасс. Увеличение количества КА в системе увеличивает «густоту» сетки и приводит к уменьшению:

- потребной ширины полосы обзора, необходимой для обеспечения полного (сплошного) покрытия поверхности Земли полосами обзора аппаратуры КА;
- времени, требуемого для полного покрытия, т.е. повышению оперативности космической системы.

При этом взаимное расположение аппаратов на орбите (их фаза) должно быть согласовано с взаимным расположением сеток их трасс. Например, варьируя фазой между КА, можно добиться, чтобы КА, имеющие разные плоскости орбит, двигались по одной трассе и при этом имели заданные времена прохождения восходящих узлов, или имели одну орбитальную плоскость, но трассы их отстояли на некотором расстоянии, т.е. имели заданный межтрассовый сдвиг.

Рассмотрим, как связаны между собой сетки трасс двух КА, находящихся на некомпланарных орбитах, и их положение друг относительно друга (т.е. их орбитальная фаза). Предположим, что КА движутся по круговым орбитам одного периода $T_{др}$, но местное среднее солнечное время прохождения ими своих восходящих узлов отличается (в часовой мере) на Δm_Ω^h или, что то же самое, их восходящие узлы разнесены на угол $\Delta\Omega = 15\Delta m_\Omega^h$ град.

КА с более ранним местным временем прохождения восходящего узла условно назовем западным. Пусть в некоторой шкале единого времени (например, гринвичского или московского) западный КА в некоторый момент времени проходит свой восходящий узел с географической долготой $\lambda_{ВУ1}$, а восточный КА в этот же момент на своей орбите имеет аргумент широты Δu. В результате свой восходящий узел второй КА пройдет позже западного на время $\Delta\tau = T_{др} - \dfrac{\Delta u}{2\pi} T_{др}$. Следовательно, $\lambda_{ВУ2}$ — начало трассы следующего витка восточного КА, которое определяется соотношением:

$$\lambda_{ВУ\,2} = \lambda_{ВУ\,1} + \Delta\Omega + \omega^* \Delta\tau, \qquad (2.4.58)$$

где ω^* — угловая скорость вращения Земли относительно орбиты КА. Для ССО $\omega^* = \dfrac{2\pi}{86\,400}\ \dfrac{\text{рад}}{\text{с}}$.

На рис. 2.4.14 изображена сетка двух КА, движущихся по некомпланарным орбитам равного периода с ненулевой фазой.

Так как за один виток начало трассы каждого КА сдвигается к западу на $L_{мв}$, образуя последовательности ($\lambda_{ВУ\,1}$, $\lambda_{ВУ\,1} - L_{мв}$, $\lambda_{ВУ\,1} - 2L_{мв}$, ...) и ($\lambda_{ВУ\,2}$, $\lambda_{ВУ\,2} - L_{мв}$, $\lambda_{ВУ\,2} - 2L_{мв}$, ...), то через некоторое число витков начало трассы восточного КА станет отличаться от $\lambda_{ВУ\,1}$ на $\Delta\lambda$ ($0 < \Delta\lambda < L_{мв}$). Это смещение $\Delta\lambda$ характеризует взаимное расположение сеток трасс двух КА.

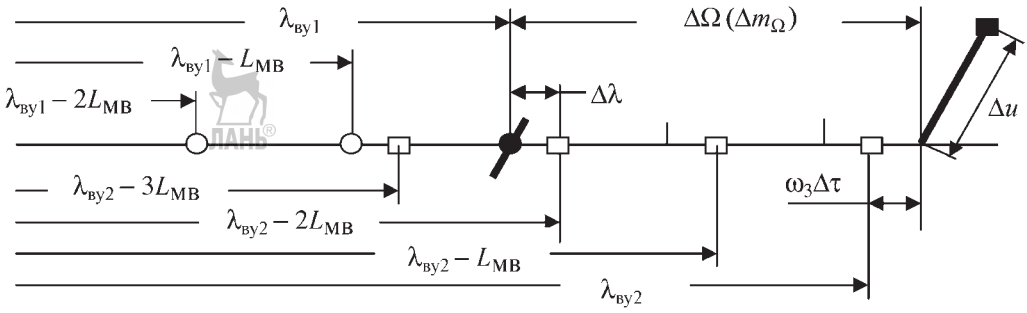


Рис. 2.4.14. Сетка трасс двух КА, движущихся по некомпланарным орбитам равного периода с ненулевой фазой

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Из выражения (2.4.58) следует, что

$$\lambda_{ВУ\,2} - \lambda_{ВУ\,1} = \Delta\Omega + \omega^{*}\Delta\tau. \qquad (2.4.59)$$

Исключив в выражении (2.4.59) целое число k межвитковых расстояний, получим величину взаимного смещения трасс двух КА:

$$\Delta\lambda = (\Delta\Omega + \omega^{*}\Delta\tau) - kL_{МВ}. \qquad (2.4.60)$$

Из определения ССО следует $T/86\,400 = N/n$; $L_{МВ} = \frac{N}{n}360°$, поэтому выражение (2.4.60) примет вид

$$\Delta\lambda = \left(\Delta\Omega + \frac{N}{n}\Delta u\right) - k\frac{N}{n}360°,$$

где N — период кратности орбиты; n — число витков в периоде кратности.

В качестве примера рассмотрим движение двух КА на круговых ССО высотой 828,8 км с периодом обращения $T_{др} = 101{,}4$ мин, $\Delta m_{\Omega} = 15^{h} - 9^{h} = 6^{h}$. Пусть требуется обеспечить межтрассовый сдвиг $\Delta\lambda_{зад} = 0{,}5L_{мв} = 12{,}7°$. Из (2.4.60) следует, что $\Delta u = 342°$. Таким образом, для обеспечения требуемого смещения сеток трасс двух КА, восточный КА в тот момент, когда начинается виток западного КА, должен уже пройти по орбите от восходящего узла $\Delta\tau = 96{,}3$ мин. В рассмотренном примере при $\Delta\lambda_{зад} = 0{,}5L_{мв}$ размещение КА на орбите найдено из требования вдвое повысить оперативность съемки произвольного района земной поверхности. Если при тех же исходных данных потребовать повышение оперативности повторной съемки одних и тех же районов, то нужно сформировать движение двух КА по одной и той же трассе. В этом случае $\Delta\lambda_{зад} = 0$ и вычисления по формуле (2.4.60) дают $\Delta u = 160°$.

В общем случае для расчета *однотрассовой системы спутников* (системы спутников, движущихся по единой трассе) в формуле (2.4.60) полагаем $\Delta\lambda = 0$. Для *одноплоскостной системы спутников* (системы спутников, имеющих одну орбитальную плоскость) в (2.4.60) положим $\Delta m_{\Omega} = 0$, а для *однофазной системы спутников* (системы спутников, в которой КА находятся в разных орбитальных плоскостях, но движутся с одинаковыми фазами) в (2.4.60) — $\Delta u = 0$.

2.4.7. РАЗВЕДЕНИЕ СПУТНИКОВ НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

Разведение спутников на орбите — совокупность коррекций фазового положения КА с целью создания заданного взаимного расположения аппаратов в одной или нескольких орбитальных плоскостях.

Рассмотрим задачу построения системы из двух КА, расположенных в одной плоскости, выводимых на рабочую круговую орбиту в пакете одной ракетой-носителем. После отделения каждый из КА проводит коррекцию разведения с помощью КДУ малой тяги, в результате чего один КА смещается по фазе от опорной точки на угол Φ, а второй на $(-\Phi)$. Для определенности положим $\Phi = 90°$.

По окончании разведения аппараты устанавливаются в противоположные точки орбиты (фазовое рассогласование между ними составит 180°), что и является целью коррекции.

Будем полагать, что коррекция фазы на 90° первым КА производится в три приема: на первом участке $n_{р}$ витков КДУ работает «на разгон», затем следует n_{ϕ} витков пассивного фазирования, на третьем участке $n_{р}$ витков КА работает «на торможение», корректируя такую же фазу, что и на участке разгона. Другой КА действует аналогично, но сначала работает «на торможение», а затем «на разгон».

Обозначим ΔV_X — характеристическую скорость, набранную КА во время работы КДУ на одном витке, угловую скорость обращения КА ω, абсолютную скорость КА на рабочей круговой орбите радиуса $R_{оп}$ $V_{КР}$, драконический период обращения КА $T_{др}$, величину фазового рассогласования за виток вследствие работы КДУ «на разгон» ΔX. При времени работы КДУ на витке порядка 5...15 мин, в линейном приближении за виток для возмущения большой полуоси имеем

$$\Delta a = \frac{2}{\omega}\Delta V_X,$$

для возмущения периода обращения:

$$\Delta T = 3\frac{T_{др}}{V_{кр}}\Delta V_X,$$

для приращения фазового рассогласования:

$$\Delta X = -3T_{др}\Delta V_X.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В первом приближении можно считать, что приращение фазового рассогласования за виток ΔX остается постоянным при переходе от витка к витку. Тогда фазовое рассогласование $\Delta X_{\text{р}}$, которое реализуется за $n_{\text{р}}$ витков, может быть найдено в виде

$$\Delta X_{\text{р}} = \Delta X \frac{n_{\text{р}}(n_{\text{р}}+1)}{2}. \qquad (2.4.61)$$

Подставляя ΔX в (2.4.61), получаем (знак ΔX в данном случае можно опустить):

$$\Delta X_{\text{р}} = 3T_{\text{др}}\Delta V_X \frac{n_{\text{р}}(n_{\text{р}}+1)}{2}.$$

Возмущение периода за $n_{\text{р}}$ витков «разгона» можно оценить как

$$\Delta T_{\text{р}} = 3\frac{T_{\text{др}}}{V_{\text{кр}}}\Delta V_X n_{\text{р}}.$$

Следовательно, на участке пассивного фазирования за n_{Φ} витков фазовое смещение КА составит

$$\Delta X_{\Phi} = 3\frac{T_{\text{др}}}{V_{\text{кр}}}\Delta V_X n_{\text{р}} V_{\text{кр}} n_{\Phi} = 3T_{\text{др}}\Delta V_X n_{\text{р}} n_{\Phi}.$$

Для суммарного фазового смещения Ф может быть записано равенство

$$R_{\text{ОП}}\Phi = 2\Delta X_{\text{р}} + \Delta X_{\Phi} = \\ = 3T_{\text{др}}\Delta V_X n_{\text{р}}(n_{\text{р}}+1) + 3T_{\text{др}}\Delta V_X n_{\text{р}} n_{\Phi}. \qquad (2.4.62)$$

Отсюда получаем выражение для длительности участка фазирования n_{Φ} как функции времени разгона $n_{\text{р}}$ при заданном фазовом смещении Ф:

$$n_{\Phi} = \frac{\Phi R_{\text{ОП}}}{3T_{\text{др}}\Delta V_X n_{\text{р}}} - n_{\text{р}} - 1. \qquad (2.4.63)$$

Суммарная характеристическая скорость коррекции равна $V_{X\Sigma} = 2\Delta V_X n_{\text{р}}$, полное время коррекции n_{Σ}:

$$n_{\Sigma} = 2n_{\text{р}} + h_{\text{р}} = \frac{2\Phi R_{\text{ОП}}}{3T_{\text{др}}V_{X\Sigma}} + \frac{V_{X\Sigma}}{2\Delta V_X} - 1. \qquad (2.4.64)$$

Максимальная длительность участка разгона будет реализовываться при отсутствии участка пассивного фазирования. Найдем ее из выражения (2.4.63), положив $n_{\Phi} = 0$:

$$n_{\text{pmax}} = \sqrt{\frac{\Phi R_{\text{ОП}}}{3T_{\text{др}}\Delta V_X} + \frac{1}{4}} - \frac{1}{2}. \qquad (2.4.65)$$

Минимальная длительность и максимальная характеристическая скорость коррекции также будут реализовываться при отсутствии участка пассивного фазирования (режим «максимального быстродействия»). Из выражения (2.4.65) в этом случае получаем:

$$n_{\Sigma\,\min} = 2n_{\text{pmax}} \approx \sqrt{\frac{2V_{\text{КР}}}{3\pi}\frac{\Phi}{\Delta V_X}},$$

$$V_{X\Sigma\,\max} = 2\Delta V_X n_{\text{pmax}} \approx \sqrt{\frac{2V_{\text{КР}}}{3\pi}\Phi\Delta V_X}.$$

На рис. 2.4.15 приведен график, построенный по формулам (2.4.64, 2.4.65), позволяющий найти параметры коррекции смещения КА на заданный фазовый угол Ф при помощи КДУ малой тяги, обеспечивающего на витке импульс характеристической скорости ΔV_X.

Предположим теперь, что в целях уменьшения полного времени коррекции, она производится в режиме «максимального быстродействия» (участок пассивного фазирования в ней отсутствует), и установим некоторые соотношения между параметрами импульсной и непрерывной коррекции. Рассмотрим импульсную коррекцию фазового положения КА, когда после приложения первого импульса V_{X1} аппарат некоторое количество витков n_{Φ} фазируется, и затем вторым импульсом V_{X1} возвращается на первоначальную орбиту, имея при этом такое же результирующее отклонение фазового положения относительно номинала, как и в случае с двигателем малой тяги.

Тогда из (2.4.62) следует:

$$\Delta V_X n_{\text{р}}(n_{\text{р}}+1) = V_{X1} n_{\Phi}. \qquad (2.4.66)$$

Рассмотрим два варианта расчета:

1) полное время для непрерывной и для импульсной коррекций одинаково, т.е. $2n_{\text{р}} = n_{\Phi}$. Тогда из выражения (2.4.66) следует:

$$(2\Delta V_X n_{\text{р}})\frac{n_{\text{р}}+1}{2} = (2V_{X1})n_{\text{р}}.$$

Из последнего выражения при достаточно больших $n_{\text{р}}$, получаем

$$(2\Delta V_X n_{\text{р}}) = 2\frac{n_{\text{р}}}{n_{\text{р}}+1}(2V_{X1}) \approx 2(2V_{X1}). \qquad (2.4.67)$$

Так как $(2\Delta V_X n_{\text{р}})$ — характеристическая скорость коррекции с использованием дви-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

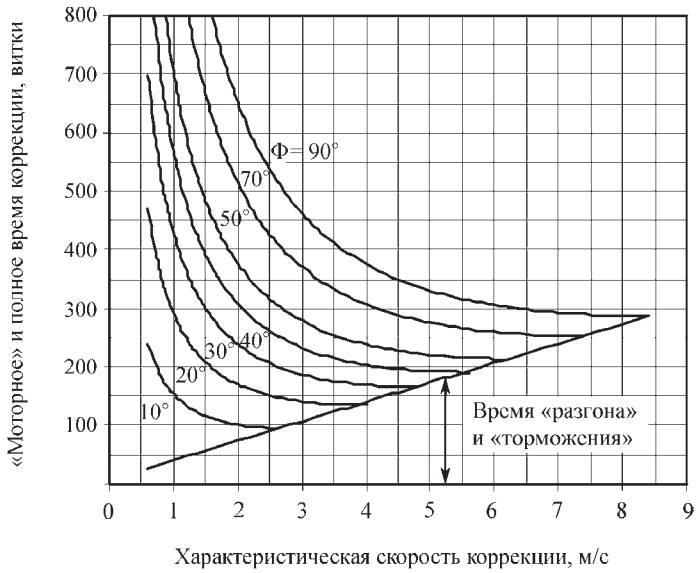


Рис. 2.4.15. К расчету коррекции смещения КА на угол Ф от номинального положения с помощью КДУ малой тяги:
$\Delta V_X = 0{,}03$ м/с; $T_{\text{др}} = 6\,084$ с

гателя малой тяги, а $2V_{X1}$ — характеристическая скорость импульсной коррекции, то из выражения (2.4.67) следует, что при одинаковом времени коррекции импульсная коррекция фазы требует в два раза меньших затрат характеристической скорости, чем коррекция с использованием двигателя малой тяги.

2) теперь запишем выражение (2.4.66) в виде

$$(2\Delta V_X n_{\text{р}})\frac{n_{\text{р}}+1}{2} = (2V_{X1})\frac{n_{\Phi}}{2},$$

и примем, что затраты характеристической скорости для непрерывной и импульсной коррекций одинаковы, т.е. $(2\Delta V_X n_{\text{р}}) = (2V_{X1})$. Тогда из последнего выражения следует

$$T_{\text{корр}} = (2n_{\text{р}}) = 2(n_{\Phi}) - 2 \approx 2(n_{\Phi}).$$

Следовательно, при одинаковых затратах характеристической скорости импульсная коррекция фазы требует в два раза меньше времени, чем коррекция с использованием двигателя малой тяги.

Для оценки порядка величин рассмотрим коррекцию разведения двух КА на 180° в режиме «максимального быстродействия».

Пусть $T_{\text{др}} = 6\,084{,}51$ с, что соответствует радиусу опорной орбиты $R_{\text{оп}} = 7\,207$ км. Продолжительность работы двигателя малой тяги на витке $t_{\text{д}} = 10$ мин $= 600$ с; масса КА $M_{\text{КА}} = 300$ кг; тяга двигателя, действующая по оси $X_{\text{ОСК}}$ «на разгон» равна $P = 0{,}003$ кг $= 0{,}03$ Н.

Тогда ускорение от тяги $p = 0{,}03/300 = 0{,}0001$ м/с^2 и за время активного полета на витке КА наберет характеристическую скорость $\Delta V_x = 0{,}0001 \cdot 600 = 0{,}06$ м/с.

Через виток полета отклонение КА по фазе будет $\Delta X = 18{,}253 \cdot 0{,}06 = -1{,}095$ км, изменение большой полуоси за виток $\Delta a = 1{,}937 \cdot 0{,}06 = 0{,}116$ км, изменение периода $\Delta T_{\text{др}} = 2{,}454 \cdot 0{,}06 = 0{,}147$ с. Каждый КА в результате коррекции должен выбрать фазу $\Phi = 90° = \pi/2$, поэтому максимальное число витков, на которых КДУ малой тяги работает «на разгон» можно оценить по формуле (2.4.65):

$$n_{\text{р max}} \approx \sqrt{\frac{R_{\text{оп}}\Phi}{3T_{\text{др}}\Delta V_x}} = \sqrt{\frac{7\,207\pi/2}{3 \cdot 6\,084{,}51 \cdot 0{,}00006}} \approx 101 \text{ виток.}$$

Отсюда следует, что суммарное время коррекции («на разгон» + «на торможение») равно $n_{\Sigma\,\min} = 2 \cdot 101 = 202$ витка (~14 сут), изменение большой полуоси во время коррекции

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

достигает $\Delta a_\Sigma = \Delta a n_p = 0{,}116 \cdot 101 = 11{,}7$ км, изменение периода составит $\Delta T_\Sigma = 0{,}147 \cdot 101 = 14{,}8$ с, суммарная («на разгон» + «на торможение») характеристическая скорость коррекции разведения на одном КА $V_{X\Sigma\,max} = 2 \cdot 0{,}06 \cdot 101 \approx \approx 12{,}2$ м/с.

Расхождение в долготе восходящего узла орбит КА вследствие разницы в их высотах во время проведения коррекции разведения не превысит для приведенного выше примера нескольких угловых минут. В ряде задач такое отличие не имеет решающего значения. В тех случаях, когда к взаимному расположению плоскостей предъявляются более высокие требования, необходимо проводить коррекцию разведения с их учетом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.** Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987.

2. **Чернов А.А., Чернявский Г.М.** Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. М.: Радио и связь, 2004.

Глава 2.5

СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

2.5.1. СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

Под *спутниковой системой* (*СС*) понимается группировка спутников — ИСЗ или искусственных спутников другой планеты, совместно решающих единую целевую задачу. СС является важным элементом (орбитальным сегментом) космической системы, функционально включающей также и наземный комплекс управления.

Баллистическое проектирование (проектная баллистика) СС — один из важнейших разделов общего технико-экономического проектирования космических систем. Методы проектной баллистики СС могут быть разделены на следующие три основные группы.

1. *Оптимизация СС по целевым показателям эффективности.* Оптимизация баллистических характеристик проводится с учетом выполнения целевой задачи СС. В силу сложности ее проведение в прямой постановке оказывается крайне затруднительным и удается лишь в отдельных частных случаях, не допускающих обобщения и разработки общих методов выбора баллистических характеристик непосредственно по целевым показателям эффективности СС.

2. *Оптимизация СС по характеристикам обзора.* Целевые задачи подавляющего большинства существующих и перспективных СС могут быть в абстрактной постановке интерпретированы в виде задачи обзора районов земной поверхности (околоземного пространства). По этой причине оптимизация СС по характеристикам обзора рассматривается как реальная альтернатива оптимизации СС по целевым характеристикам. Существующие достижения в этой области позволяют говорить о наличии группы специальных методов баллистического проектирования СС — оптимизации СС по характеристикам обзора, прямо или косвенно направленных на улучшение целевых показателей СС.

3. *Оптимизация СС по критериям динамической устойчивости.* Сохранение в течение относительно длительных промежутков времени выбранных номинальных параметров СС в условиях постоянного возмущающего воздействия гравитационных полей Земли, Луны, Солнца, а также ряда других факторов, является важным условием эффективного функционирования СС. Определение номинальных параметров орбитальных структур, оказывающихся наиболее эффективными не только по характеристикам обзора (в идеале по целевым показателям), но и с точки зрения достижения максимальной динамической устойчивости, представляется крайне важным и необходимым элементом проектной баллистики. Учет эволюций орбит обычно проводится путем отсеивания явно неконкурентоспособных вариантов среди полученных орбитальных структур, обеспечивающих наилучший обзор заданных районов, либо путем специального задания исходных данных на оптимизацию по характеристикам обзора.

Оптимизация СС по характеристикам обзора выступает в качестве наиболее общего, системообразующего признака в отношении всех трех указанных групп методов проектной баллистики СС в целом. Классификация СС по типу осуществляемого обзора, непрерывного или периодического, для различных используемых орбит (круговых или эллиптических) и возможных районов наблюдения на поверхности Земли (зональный или локальный обзор) позволяет объединить различные

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

существующие и перспективные СС в отдельные группы с учетом их целевого назначения:

СС непрерывного зонального обзора на круговых орбитах (космические системы связи, навигационные космические системы и др.);

СС периодического зонального обзора на круговых орбитах (различные космические системы дистанционного зондирования Земли, предназначенные для экологического мониторинга земной поверхности, картографирования, поиска полезных ископаемых, метеорологии и др.);

СС непрерывного локального обзора на эллиптических орбитах (космические системы связи и вещания, космические системы управления и др.);

СС непрерывного глобального обзора на эллиптических орбитах (космические системы связи и вещания); *СС непрерывного обзора слоев околоземного пространства* (космические системы контроля космического пространства) и т.д.

При этом под зональным обзором земной поверхности понимается обзор широтного пояса Земли, задаваемого минимальной и максимальной географическими широтами. Частный случай зонального обзора — глобальный обзор Земли, соответствующий максимальному диапазону изменения географической широты.

Под непрерывным или периодическим обзором понимается обзор заданного района Земли, обеспечиваемый соответственно непрерывно или с разрывами во времени.

Принимая во внимание количество и практическую значимость космических систем, входящих в указанные группы, можно выделить следующие три наиболее многочисленные и практически важные группы СС:

1. Непрерывного зонального обзора на круговых орбитах.
2. Периодического зонального обзора на круговых орбитах.
3. Непрерывного локального обзора на эллиптических орбитах.

Количественные показатели, совокупность значений которых характеризует облик (*баллистический облик*) того или иного варианта СС в ходе ее баллистического проектирования, называют *системно-баллистическими* характеристиками. Системно-баллистические характеристики СС включают параметры орбитального построения (*баллистические* характеристики) СС, а также *системные* характеристики, отражающие качество (степень пригодности) этого орбитального построения с точки зрения его использования по целевому назначению СС.

Системно-баллистические характеристики описываются вектором

$$\boldsymbol{S} = (\boldsymbol{S}_N, \boldsymbol{P}), \qquad (2.5.1)$$

где $\boldsymbol{S}_N$ — вектор баллистических характеристик; $\boldsymbol{P}$ — вектор системных характеристик.

При задании баллистических характеристик СС обычно принимают во внимание, что основное возмущение, влияющее на движение ИСЗ, обусловлено влиянием второго члена разложения потенциала земного притяжения в ряд по сферическим функциям. Оно приводит к вековым смещениям восходящего узла и линии апсид эллиптической орбиты. Величина и направление указанных смещений зависят от геометрии (большой полуоси и эксцентриситета) и наклонения орбиты.

В целях минимизации затрат бортовой характеристической скорости на коррекцию взаимного положения плоскостей орбит спутников величины указанных трех параметров эллиптической орбиты (большой полуоси, эксцентриситета и наклонения орбиты) или, в частном случае, двух параметров круговой орбиты (высоты и наклонения) для всех спутников системы обычно выбираются одинаковыми.

Поскольку апогеи орбит спутников системы обычно одинаково располагаются над локальными районами наблюдения, то баллистические характеристики СС на эллиптических орбитах задаются $(2N + 4)$-мерным вектором

$$\boldsymbol{S}_N = \{S_j\};\ S_j = (a, e, i, \omega, \Omega_j, u_j);\ j = \overline{1, N}, \qquad (2.5.2)$$

где a, e, i, ω — большая полуось, эксцентриситет, наклонение и аргумент широты перигея соответственно, одинаковые для орбит всех спутников системы; Ω_j — долгота восходящего узла орбиты j-го спутника; u_j — аргумент широты j-го спутника системы в начальный момент времени.

В частном случае круговых орбит аналогичный $(2N + 2)$-мерный вектор имеет следующий вид:

$$\boldsymbol{S}_N = \{S_j\};\ S_j = (H, i, \Omega_j, u_j);\ j = \overline{1, N}, \qquad (2.5.3)$$

где H — высота орбит спутников.

Параметры a, e, i, ω для эллиптических орбит (H, i для круговых орбит) определяют тип

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

используемых орбит. В зависимости от целевого назначения для формирования СС могут использоваться различные специальные орбиты, выгодные с той или иной точки зрения: солнечно-синхронные орбиты, геосинхронные орбиты, локально стационарные орбиты и др.

Параметры Ω_j, u_j задают *орбитальную*, или *фазовую*, структуру СС:

$$\boldsymbol{O}_N = \boldsymbol{O}_{N<2N>} = \{\boldsymbol{O}_j\};\ \ \boldsymbol{O}_j = (\Omega_j, u_j);\ \ j = \overline{1, N} \tag{2.5.4}$$

Орбитальная структура $\boldsymbol{O}_N$ СС может определяться в рамках одного или нескольких известных классов орбитальных структур, с которыми связаны некоторые формальные правила расчета величин Ω_j, u_j, $j = \overline{1, N}$.

Системные характеристики (*СХ*), т.е. по сути показатели качества орбитального построения СС, могут быть *целевыми* или *косвенными*. Целевые СХ являются непосредственно показателями эффективности применения СС по ее целевому назначению. Данная группа СХ наиболее объективно отражает степень пригодности конкретного орбитального построения для формирования СС. Вместе с тем далеко не всегда баллистическое проектирование СС удается проводить с использованием целевых СХ из-за большой размерности и сложности получающихся оптимизационных задач. В этом случае применяются специально выбираемые косвенные СХ, отражающие в той или иной степени тенденции изменения не учитываемых соответствующих целевых характеристик СС.

При обосновании СХ СС обзора принимают во внимание особенности функции обзора наземных объектов со спутников системы, связанные с формой мгновенной зоны обзора (зоны обзора) одиночного спутника на поверхности Земли. Зона обзора спутника определяется из условия «видимости» наземных объектов со спутника, обеспечивающей возможность обслуживания (проведения съемки, установления космической связи и др.) этих наземных объектов со спутника. Факт обслуживания с некоторого спутника наземных объектов в определенные моменты времени устанавливается по результатам попадания данных объектов в зону обзора спутника в эти моменты времени.

Зоны обзора спутников могут отличаться в зависимости от назначения СС и типа бортовой аппаратуры. На рис. 2.5.1 показаны

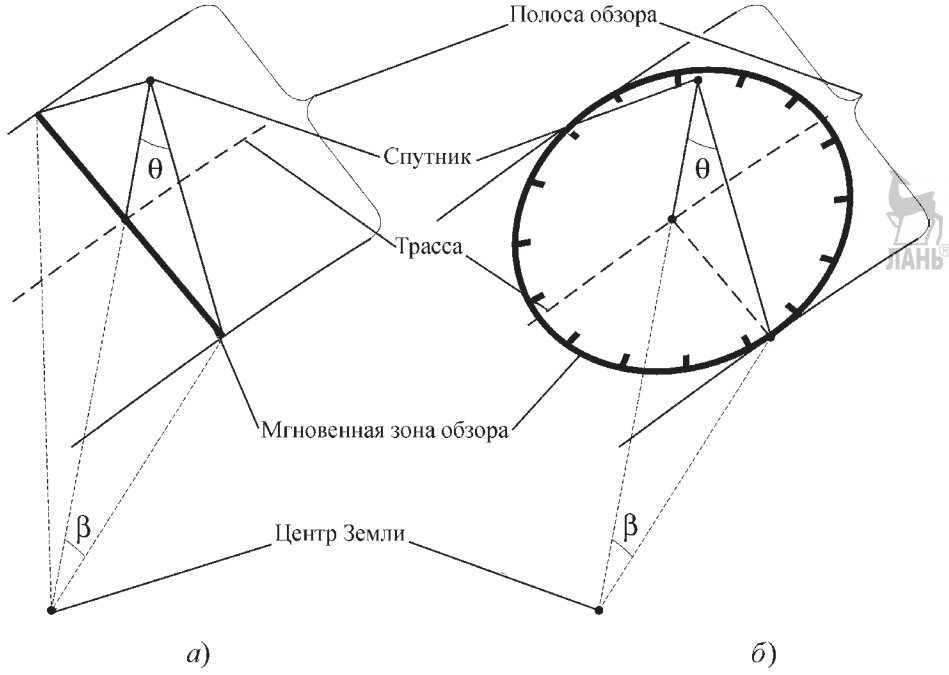


Рис. 2.5.1. Схематичные виды зон обзора спутников:
а — щелевой; *б* — круговой

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

две наиболее распространенные формы зон обзора спутников — *щелевая* (рис. 2.5.1, *а*) и *круговая* (рис. 2.5.1, *б*). Круговые зоны обзора характерны практически для всех СС непрерывного обзора (на круговых и эллиптических орбитах) и многих СС периодического обзора. Для СС периодического обзора, кроме традиционной круговой зоны обзора, большое практическое значение имеет щелевая зона обзора, соответствующая широко применяемой в современных космических системах оптико-электронной бортовой аппаратуре наблюдения.

Щелевая зона обзора определяется максимальным углом визирования θ в плоскости крена спутника и представляет собой дугу бесконечно малой ширины, перпендикулярную трассе спутника и симметричную относительно его подспутниковой точки (рис. 2.5.1, *а*). Круговая зона обзора определяется отклонениями линии визирования на максимальную величину θ от вертикали во всех возможных направлениях и является вырезаемым таким образом на земной поверхности шаровым сегментом (рис. 2.5.1, *б*).

Геометрическим местом обеих рассматриваемых зон обзора становится полоса обзора спутника, характеризуемая *геоцентрической угловой* шириной (угловой шириной)

$$\beta = \arcsin\left(\frac{R_3 + H}{R_3}\sin\theta\right) - \theta, \qquad (2.5.5)$$

или линейной шириной (шириной) П, измеряемой по большому кругу сферы стационарного обзора (невращающейся сферы среднего радиуса Земли), перпендикулярно вектору смещения подспутниковой точки при движении спутника:

$$\Pi = 2R_3\theta, \qquad (2.5.6)$$

где R_3 — средний радиус Земли.

Для корректного задания задачи обзора следует определить, как минимум, две СХ СС, одна из которых должна быть связана с качеством осуществления функции обзора заданного района, а другая — с требуемой для этого шириной полосы обзора (угловой шириной β зоны обзора) спутников.

Для характеристики качества осуществления функции непрерывного обзора обычно используется кратность покрытия l заданного района — минимальное число спутников, находящихся в зоне прямой видимости произвольной точки заданного района в любой момент времени. Аналогично в случае периодического обзора для этих целей применяется периодичность обзора τ заданного района — максимальный временной разрыв в наблюдении точек заданного района.

Значения характеристик l и τ во многих практических случаях рассчитываются с заданным уровнем вероятности. С учетом изложенного вектор СХ СС непрерывного и периодического обзора выглядит следующим образом:

$$\boldsymbol{P} = (l, \theta), \text{ для СС непрерывного обзора;} \qquad (2.5.7)$$

$$\boldsymbol{P} = (\tau, \theta), \text{ для СС периодического обзора.} \qquad (2.5.8)$$

Основная задача баллистического проектирования СС состоит в минимизации затрат на создание СС при обеспечении эффективности функционирования СС на требуемом уровне. Обычно такая задача связана с определением оптимального вектора $\boldsymbol{S} = \boldsymbol{S}^*$ системно-баллистических характеристик, соответствующего минимуму $N_{\min}$ необходимого числа N спутников для обзора требуемого района R на поверхности Земли при известном векторе $\boldsymbol{W}$ технических характеристик бортовой аппаратуры и обеспечении изменения вектора $\boldsymbol{S}$ в заданной допустимой области $\overline{\boldsymbol{S}}$:

$$N = N(\boldsymbol{S}/R,\ \boldsymbol{W});\ \boldsymbol{S} \in \overline{\boldsymbol{S}}. \qquad (2.5.9)$$

При этом под районом R наблюдения может пониматься широтный пояс наблюдения (зональный обзор) или локальный район на земной поверхности в зависимости от типа рассматриваемой СС обзора.

С учетом этого *общую задачу баллистического проектирования СС* можно сформулировать следующим образом:

Дано: $\boldsymbol{W}, R, \overline{\boldsymbol{S}}$.

Найти: $S^* = \operatorname{argmin}\{N(\boldsymbol{S}) = N(\boldsymbol{S}/R, \boldsymbol{W})\}$

и $N_{\min} = N(\boldsymbol{S}^*/R, \boldsymbol{W})$ при $\boldsymbol{S} \in \overline{\boldsymbol{S}}$.

Отличительная особенность данной задачи — целевая функция (2.5.9) имеет очень сложный характер, обычно не оставляющий возможности практически реализовать какую-либо математическую процедуру для отыскания ее экстремумов. В связи с этим решение этой задачи осуществляют на основе анализа выборки различных вариантов вектора $\boldsymbol{S}$, получаемых в ходе решения так называемых *частных задач баллистического проектирования СС* — задач на экстремум более простых, по сравнению с (2.5.9), функций балли-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

стических характеристик $\boldsymbol{S}_N$ при различных фиксированных значениях числа N спутников в системе:

$$\Phi(\boldsymbol{S}_N). \qquad (2.5.10)$$

В качестве оптимизируемой функции вида (2.5.10) в принципе может выступить любой из двух системных параметров, указанных в (2.5.7) и (2.5.8) для непрерывного и периодического обзора соответственно, при наложении ограничения на второй оставшийся параметр. Каждая из двух таких получающихся задач, в обоих случаях непрерывного и периодического обзора, не только теоретически обусловлена, но и имеет практический смысл. Вместе с тем традиционный подход к формулировке этих задач, ставший уже классическим, связан с выбором угловой ширины θ зоны обзора спутников в качестве оптимизируемой функции (2.5.10) в задаче непрерывного обзора и периодичности обзора τ заданного района — в задаче периодического обзора. С учетом этого можно сформулировать следующие частные задачи баллистического проектирования СС непрерывного и периодического обзора.

Задача баллистического проектирования СС непрерывного обзора состоит в определении вектора $\boldsymbol{S}_N = \boldsymbol{S}_N^*$ баллистических характеристик СС в заданной области $\overline{\boldsymbol{S}}_N$ его допустимого изменения, доставляющего минимум функции потребной угловой ширины $\theta(\boldsymbol{S}_N)$, обеспечивающей требуемую кратность l покрытия заданного района R при фиксированном числе N спутников в системе, а также само минимальное значение $\theta_{\min}$.

Математическая формулировка этой задачи имеет следующий вид.

Дано: $R, \overline{\boldsymbol{S}}_N, N, l$.

Найти: $\boldsymbol{S}_N^* = \operatorname{argmin}\{\theta(\boldsymbol{S}_N) = \theta(\boldsymbol{S}_N / R, N, l)\}$ и $\theta_{\min} = \theta(\boldsymbol{S}_N^* / R, N, l)$ при $\boldsymbol{S}_N \in \overline{\boldsymbol{S}}_N$.

Задача баллистического проектирования СС периодического обзора состоит в определении вектора $\boldsymbol{S}_N = \boldsymbol{S}_N^*$ баллистических характеристик СС в заданной области $\overline{\boldsymbol{S}}_N$ его допустимого изменения, доставляющего минимум функции периодичности $\tau(\boldsymbol{S}_N)$ обзора заданного района R при заданной угловой ширине θ зон обзора спутников и фиксированном числе N спутников в системе.

Данная задача формулируется следующим образом.

Дано: $R, \overline{\boldsymbol{S}}_N, N, \theta$.

Найти: $\boldsymbol{S}_N^* = \operatorname{argmin}\{\tau(S_N) = \tau(\boldsymbol{S}_N / R, N, \theta)\}$ и $\tau_{\min} = \tau(\boldsymbol{S}_N^* / R, N, \theta)$ при $S_N \in \overline{S}_N$.

Для СС на круговых орбитах указанные задачи непрерывного и периодического обзора обычно рассматриваются для фиксированных значений высоты H и наклонения i орбит, одинаковых для всех спутников системы. Это обеспечивает равенство вековых смещений восходящих узлов орбит спутников, обусловленных несферичностью Земли. Такие задачи оптимизации СС на круговых орбитах считаются классическими. Они имеют наиболее низкий уровень вложенности по отношению к ранее сформулированным задачам баллистического проектирования, и именно их решение подлежит отысканию в первую очередь. Искомое решение — фазовая структура $\boldsymbol{O}_N$ СС.

В общей постановке, связанной с нахождением абсолютного оптимума, на значения $\boldsymbol{O}_N$ не накладывается никаких ограничений. Вместе с тем, в силу чрезвычайной сложности таких задач, поиск фазовой структуры $\boldsymbol{O}_N$ в большинстве случаев осуществляется в рамках априори задаваемых классов $\overline{\boldsymbol{O}}_N$ орбитальных структур.

С учетом этого математическая формулировка классических задач непрерывного и периодического обзора на круговых орбитах имеет следующий вид.

Задача непрерывного обзора.

Дано: $R, \overline{\boldsymbol{O}}_N, N, l, H, i$.

Найти: $\boldsymbol{O}_N^* = \operatorname{argmin}\{\theta(\boldsymbol{O}_N) = \theta(\boldsymbol{O}_N / R, N, l, H, i)\}$

и $\theta_{\min} = \theta(\boldsymbol{O}_N^*)$ при $\boldsymbol{O}_N \in \overline{\boldsymbol{O}}_N$.

Задача периодического обзора.

Дано: $R, \overline{\boldsymbol{O}}_N, N, \theta, H, i$.

Найти: $\boldsymbol{O}_N^* = \operatorname{argmin}\{\tau(\boldsymbol{O}_N) = \tau(\boldsymbol{O}_N / R, N, \theta, H, i)\}$

и $\tau_{\min} = \tau(\boldsymbol{O}_N^*)$ при $\boldsymbol{O}_N \in \overline{\boldsymbol{O}}_N$.

Для различных типов СС обзора разрабатывают специальные методы оптимизации, учитывающие особенности СС каждого из этих типов.

2.5.2. СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО ЗОНАЛЬНОГО ОБЗОРА НА КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

Оптимизация СС непрерывного зонального обзора на круговых орбитах сводится к решению классической задачи непрерывного обзора в рамках априорно выбранного класса $\overline{\boldsymbol{O}}_N$ орбитальных структур $\boldsymbol{O}_N$ (п. 2.5.1).

Отличительная особенность задачи непрерывного обзора — вращение Земли не ока-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

зывает влияния на характеристики зонального обзора, а геоцентрическое угловое расстояние между наблюдаемой точкой поверхности Земли и произвольным спутником системы в любой момент времени не зависит от радиуса орбит спутников. В этой связи при оптимизации орбитальной структуры СС непрерывного зонального обзора отказываются от задания конкретной высоты орбит спутников и полагают, что все спутники равномерно обращаются по большим кругам некоторой единичной стационарной сферы. При этом полагают, что указанные большие круги одинаково наклонены к экватору в соответствии с допущением о равенстве наклонений орбит спутников системы, а вместо спутников рассматривают соответствующие им одинаковые круговые мгновенные зоны обзора на поверхности единичной сферы.

В течение многих лет задача непрерывного обзора традиционно решается путем оптимизации орбитальной структуры в априори выделенных классах СС. В зависимости от выбора указанных классов СС существующие методы проектной баллистики СС непрерывного зонального обзора на круговых орбитах разделяются на две большие группы:

1. Методы, основанные на построении СС по принципу «спутниковых цепочек», образующих полосы непрерывного обзора. Соответствующие им орбитальные структуры часто так называют — «спутниковые цепочки» (в англоязычной литературе для обозначения этих полос используется термин «Streets of Coverage» («улицы покрытия») (п. 2.5.2.1).

2. Методы, основанные на применении теории симметрийного подхода. Получаемые в результате применения этих методов орбитальные структуры называют кинематически правильными СС (в англоязычной литературе им с некоторыми допущениями соответствуют так называемые системы Уолкера) (п. 2.5.2.2).

2.5.2.1. Спутниковые системы на основе полос непрерывного обзора

Равномерно располагаемые в одной орбитальной плоскости спутники с пересекающимися мгновенными зонами обзора образуют на поверхности Земли непрерывную полосу обзора. СС на основе полос обзора формируются размещением необходимого числа орбитальных плоскостей из условия обеспечения требуемого непрерывного зонального обзора. Получаемые таким образом СС состоят из отдельных подсистем с одинаковым числом спутников, движущихся в одной плоскости на равных угловых расстояниях друг от друга.

Методы на основе непрерывных полос обзора включают большое число разнообразных способов баллистического проектирования СС [1–7]. В зависимости от способа учета полей обзора различают нефазированные [1, 3–5] и фазированные системы [3, 7]. В первом случае учитываются не полные поля обзора спутников, а только их часть, входящая в полосу непрерывного обзора. Примерами таких систем являются полярные нефазированные системы [1] и нефазированные системы на наклонных орбитах [5].

Отличительная особенность нефазированных систем — отсутствие необходимости согласования движения спутников в смежных плоскостях. В фазированных системах, наоборот, мгновенные зоны учитываются полнее поля обзоров, и они требуют согласования движения спутников в смежных плоскостях. Примеры подобных систем — полярные фазированные системы [3] и их обобщение в виде околополярных фазированных систем [7].

Полагают, что в одной орбитальной плоскости на одной и той же круговой орбите равномерно размещено S спутников, которые имеют одинаковые поля обзора с геоцентрическим радиусом θ. Если $S \geq 3$ и $\pi/S < \theta$, то это кольцо спутников образует на поверхности Земли полосу непрерывного обзора (рис. 2.5.2) с полушириной C_1 (определяется из прямоугольного сферического треугольника ABD):

$$\cos\theta = \cos C_1 \cos(\pi/S). \qquad (2.5.11)$$

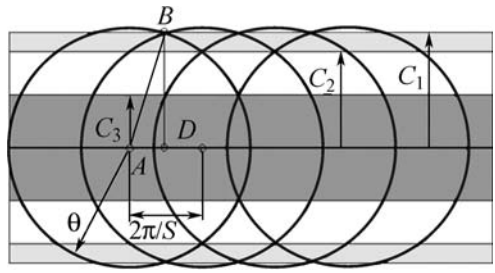


Рис. 2.5.2. Образование полос непрерывного обзора

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

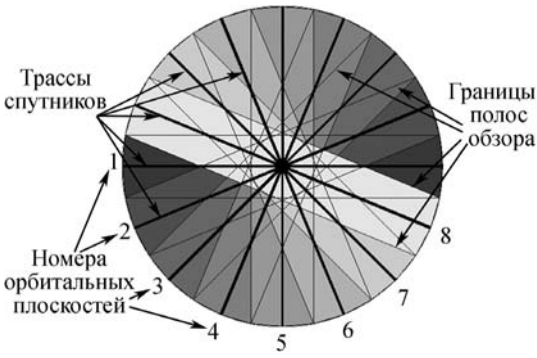


Рис. 2.5.3. Полярная нефазированная система с восемью орбитальными плоскостями (вид с полюса)

Если $j\pi/S < \theta$ (где $j = 2, 3, ...$), то кольцо спутников образует j-кратную полосу обзора с полушириной:

$$C_j = \arccos [\cos\theta/\cos(j\pi/S)]. \quad (2.5.12)$$

Простейшей по геометрическому построению системой непрерывного глобального однократного обзора является нефазированная СС с полярным наклонением ($i = 90°$), использующая P орбитальных плоскостей, равномерно размещенных на половине экватора. В каждой плоскости равномерно расположено по S спутников, образующих полосу непрерывного обзора с полушириной C_1, удовлетворяющую граничному условию:

$$2PC_1 \geq \pi. \quad (2.5.13)$$

Критическим условием для замыкания системы является полный охват экватора полосами обзора на восходящей и нисходящей ветвях. На рис. 2.5.3 представлена полярная нефазированная система с восемью орбитальными плоскостями.

Во всех остальных областях будет некоторая избыточность в покрытии. Подобным образом строятся СС двухкратного глобального обзора. Имеется два варианта построения таких систем.

Первый соответствует полному охвату экватора полосами однократного обзора, т.е. подобен удвоению СС однократного обзора. Во втором варианте используется охват половины экватора полосами двухкратного непрерывного обзора. Для образования сплошного двухкратного обзора (рис. 2.5.4) между двумя смежными орбитальными плоскостями угловое расстояние между их узлами орбит должно быть не более $C_1 + C_2$.

Сходные геометрические построения обобщаются для полярных нефазированных систем глобального непрерывного обзора произвольной кратности l с граничным условием следующего вида:

$$P(C_1 + C_j) \geq k\pi, \quad (2.5.14)$$

где $l = jk$, j — кратность полосы непрерывного обзора; k — количество половин экватора, охватываемых полосами обзора.

Для непрерывного зонального обзора широтных поясов $\varphi_{min} \leq \varphi \leq \pi/2$ граничное условие примет вид:

$$P\left[\arcsin\left(\frac{\sin C_1}{\cos\varphi_{min}}\right) + \arcsin\left(\frac{\sin C_j}{\cos\varphi_{min}}\right)\right] \geq k\pi. \quad (2.5.15)$$

В полярных нефазированных СС порядок следования узлов орбит может быть произвольным, поскольку образование сплошного покрытия между смежными плоскостями не связано с направлением движения спутников в этих плоскостях, а определяется только шириной полосы обзора. Относительные положения спутников в смежных плоскостях тоже могут быть произвольными. В окрестности полюсов (широты $\pi/2 - C_1 \leq |\varphi| \leq \pi/2$) кратность непрерывного обзора будет не меньше, чем число плоскостей в системе.

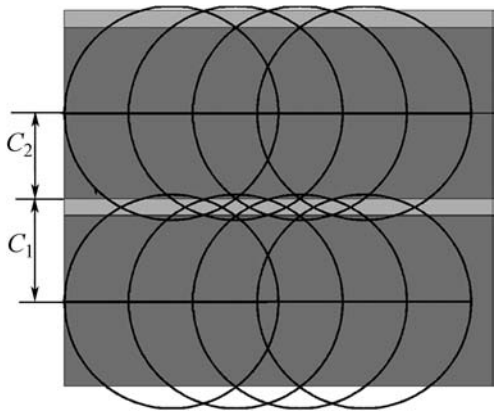


Рис. 2.5.4. Образование сплошного двукратного обзора

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

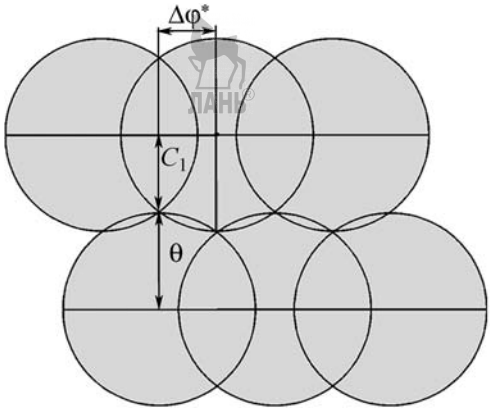


Рис. 2.5.5. Положение спутников в фазированной системе

Полярные нефазированные системы имеют очевидные недостатки:

при построении системы учитывается не все поле обзора спутника, а только его часть, входящая в полосу обзора;

имеется избыточный обзор в приполярных областях.

В полярных фазированных системах относительные положения спутников (рис. 2.5.5) в смежных плоскостях должны быть согласованы таким образом, чтобы при их движении непрерывно обеспечивался сплошной обзор в приэкваториальной области. Сдвиг долгот восходящих узлов смежных плоскостей орбит равен $\Delta\lambda = \theta + C_1$.

Необходимый фазовый сдвиг положений спутников в смежных плоскостях по аргументу широты равен $\Delta\varphi^* = \Delta\varphi/2 = \pi/S$. Для однократного обзора подобным образом обеспечивается *сплошное покрытие* (*сплошность*) между всеми орбитальными плоскостями, кроме последней и первой, где спутники движутся в противоположных направлениях. Сплошность обеспечивается с учетом полос обзора, т.е. угловое расстояние между восходящим узлом P-й плоскости и первой должно быть не более $2C_1$. Уравнение, подобное (2.5.13), для полярных фазированных систем однократного глобального обзора имеет вид:

$$(P-1)(\theta + C_1) + 2C_1 \geq \pi. \qquad (2.5.16)$$

Для полярных фазированных систем l-кратного обзора при взаимно ориентированном расположении плоскостей орбит граничное условие обобщается следующим образом [3]:

$$(P-1)(\theta + C_j) \geq k\pi - (C_l + C_j), \qquad (2.5.17)$$

где l — кратность обзора, $l = jk$; j — кратность полосы непрерывного обзора; k — количество половин экватора, охватываемых полосами обзора.

Полярные СС имеют более высокую кратность обзора в приполярных областях. Для широт $\varphi \geq \pi/2 - C_1$ кратность обзора всегда будет не менее числа плоскостей в СС.

Околополярные СС образуются из полярных фазированных систем путем сдвига орбитальных плоскостей по наклонению в диапазоне $i \geq i_{\min} = \pi/2 - C_1$ [7]. Сплошной обзор обеспечивается непрерывными полосами обзора, образуемыми спутниками во всех орбитальных плоскостях. Если наклонение менее $i_{\min}$, то система в общем случае не обеспечит гарантированной видимости полярных областей. Восходящие узлы смежных плоскостей орбит и положения спутников в них должны выбираться таким образом, чтобы обеспечить сплошной обзор между ними в приэкваториальной зоне с учетом их наклонения.

На рис. 2.5.6 показаны мгновенные положения полей обзоров спутников в смежных плоскостях (закрашенные области), трассы спутников (жирные линии) и огибающие полос обзора (тонкие линии). Выбор таких положений обеспечивает непрерывность обзора как на восходящей ветви, так и на нисходящей ветви орбиты.

На рис. 2.5.7 изображены положения трасс спутников в смежных орбитах для однократного обзора (точки S_i показывают мгновенные положения спутников).

Требуемый сдвиг восходящих узлов смежных орбит околополярных СС глобального обзора между всеми орбитальными плоскостями кроме последней и первой определяется следующим образом (из прямоугольного сферического треугольника ABC):

$$\Delta\lambda_1 = 2\sin^{-1}\{\sin[(\theta + C_1)/2]/\sin i\}. \qquad (2.5.18)$$

Стык между последней P-й и первой плоскостями орбит должен выбираться другим образом, так как спутники в этих плоскостях движутся в противоположных направлениях. Минимальное угловое расстоя-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

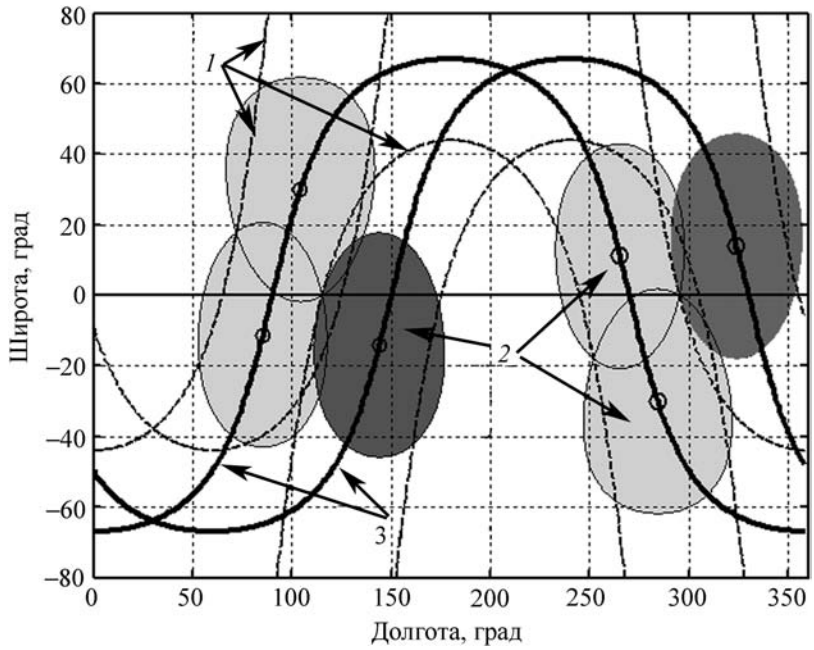


Рис. 2.5.6. Положения полей обзора спутников в приэкваториальной области:
1 — границы полос обзора; *2* — поля обзора спутников; *3* — трассы спутников

ние между восходящими узлами этих орбит $\Delta\lambda_1^*$, обеспечивающее сплошной обзор, определяется шириной полосы обзора и наклонением орбиты. Угловое расстояние для наклонений орбит $i_{\min} < i < \pi/2$ определяется выражением

$$\Delta\lambda_1^* = \cos^{-1}\{[-\cos(2C_1) - \cos^2 i] / \sin^2 i\}. \quad (2.5.19)$$

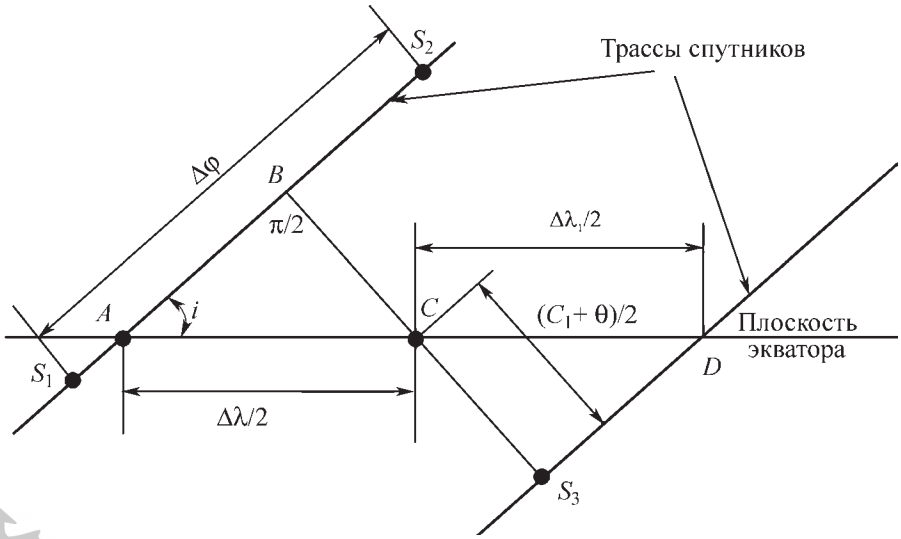


Рис. 2.5.7. Положения трасс спутников в смежных орбитах для однократного обзора:
S_i — мгновенные положения спутников

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Граничное соотношение для наклонных систем однократного непрерывного обзора имеет вид

$$(P-1)\Delta\lambda_1 \geq \Delta\lambda_1^*. \qquad (2.5.20)$$

Фазовый сдвиг между аргументами широт спутников смежных плоскостей выбирается из условия, чтобы середина линии наибольшего удаления между смежными плоскостями лежала на экваторе (рис. 2.5.7):

$$\Delta\varphi^* = \Delta\varphi/2 - 2\cos^{-1}\{\cos(\Delta\lambda_1/2)/\cos[(C_1+\theta)/2]\}, \qquad (2.5.21)$$

где $\Delta\varphi$ — угол между смежными спутниками одной орбиты.

Подобные системы обобщаются для систем непрерывного зонального обзора диапазона широт. В этом случае для нижней границы по широте используются условия фазирования, а замыкание верхней границы в окрестностях полюсов осуществляется по полосам непрерывного обзора.

Аналогичным образом формируются системы двухкратного непрерывного обзора. В этом случае имеется два возможных типа систем. Первый случай соответствует полному охвату экватора смежными плоскостями однократного обзора ($P > 3$), т.е. подобен удвоению системы однократного обзора. Угловое расстояние между восходящими узлами смежных взаимно ориентированных орбит определяется из уравнения (2.5.18). Требуемое угловое расстояние между узлами P-й и первой плоскостями в этом случае отличается от однократного обзора, так как спутники в этих плоскостях движутся в одном направлении. Поэтому просвет между их полосами обзора будет отсутствовать при угловом расстоянии между восходящими узлами орбит, равном

$$\Delta\lambda_{21}^* = 2\pi - 2\arcsin(\sin C_1/\sin i). \qquad (2.5.22)$$

Итоговое условие имеет вид

$$(P-1)\Delta\lambda_1 \geq \Delta\lambda_{21}^*. \qquad (2.5.23)$$

Второй случай соответствует охвату половины экватора плоскостями, обеспечивающими сплошной двухкратный обзор. Для образования непрерывного двухкратного обзора между двумя плоскостями орбит угол между ними не должен превышать $\theta + C_2$ при фазировании спутников и $C_1 + C_2$ при отсутствии фазирования [3]. На рис. 2.5.8 представлены положения спутников в смежных плоскостях для двухкратного обзора. Угловое расстояние между восходящими узлами взаимно ориенти-

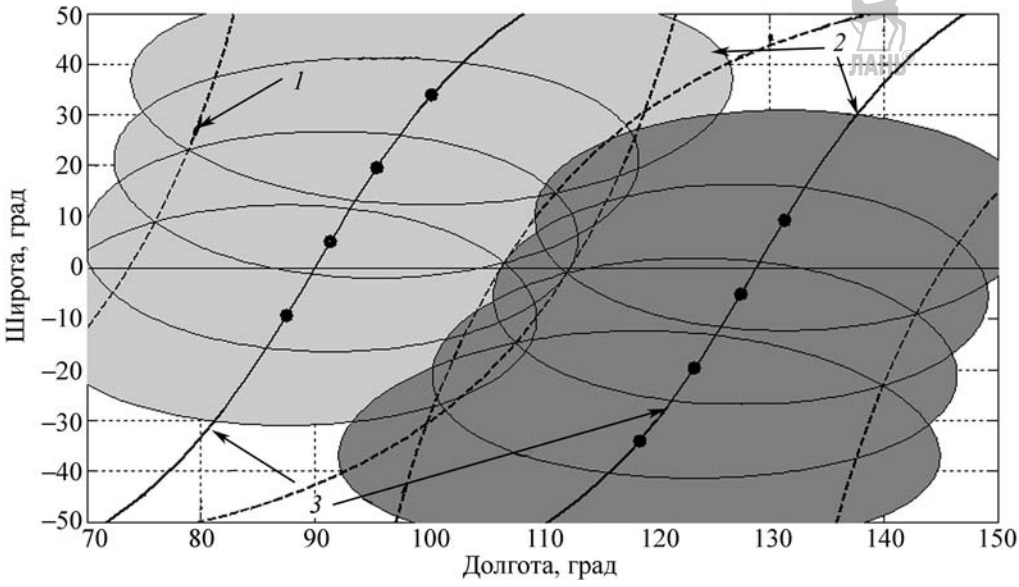


Рис. 2.5.8. Положения спутников в смежных плоскостях для двукратного обзора:
1 — границы полос обзора; *2* — поля обзора спутников; *3* — трассы спутников

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

рованных плоскостей определяется следующим выражением:

$$\Delta\lambda_2 = 2\sin^{-1}\{\sin[(\theta + C_2)/2]/\sin i\}. \quad (2.5.24)$$

Для стыка P-й и первой плоскостей:

$$\Delta\lambda^*_{22} = \cos^{-1}\{[\cos(\pi - C_1 - C_2) - \cos^2 i]/\sin^2 i\}. \quad (2.5.25)$$

Граничное условие в этом случае:

$$(P-1)\Delta\lambda_2 \geq \Delta\lambda^*_{22}. \quad (2.5.26)$$

Фазовый сдвиг между спутниками смежных плоскостей $\Delta\varphi^*$ определяется соотношением:

$$\Delta\varphi^* = \Delta\varphi - 2\arccos\{\cos(\Delta\lambda_2/2)/\cos[(C_2+\theta)/2]\}. \quad (2.5.27)$$

Описанные методы построения околополярных систем можно обобщить на более высокие кратности обзора.

Соотношения (2.5.13), (2.5.16), (2.5.17), (2.5.20), (2.5.23) и (2.5.26) представляют собой исходные уравнения для поиска оптимальных СС. При достаточно больших значениях θ (или высоты орбиты H) указанные неравенства выполняются для малого числа спутников при условии, что спутники одной плоскости образуют необходимую одно- или двухкратную полосу обзора. Последовательно уменьшая значения θ при достижении равенства в перечисленных уравнениях, можно определить его минимальное значение. Таким образом получаются все возможные комбинации допустимых систем и соответствующие им минимальные высоты орбит.

Минимальными называют системы, находящиеся на нижней огибающей всего множества допустимых систем [3]. Для получения минимальных систем используют последовательную процедуру просмотра возможных значений N в сторону увеличения, начиная с достаточно больших значений θ. Для всех последовательных значений N проверяются все возможные комбинации $N = PS$ ($P \geq 2$). Если они удовлетворяют соответствующему неравенству, то определяется предельное значение θ для каждой комбинации. Лучшая комбинация при заданном N включается в состав минимальных, если значение θ' для предыдущего включенного значения N' (меньшего текущего) больше лучшего значения θ при текущем N.

Примеры минимальных околополярных систем однократного непрерывного глобального обзора представлены в табл. 2.5.1. В колонках, соответствующих θ, i, $\Delta\lambda_1$ и $\Delta\varphi^*$, приведены предельные значения, соответствующие минимально возможному для данной

2.5.1. Околополярные СС однократного непрерывного глобального обзора

N	P	S	Угол θ, град	Диапазон наклонения i, град	Диапазон для $\Delta\lambda$, град	Диапазон для $\Delta\varphi^*$, град	Диапазон высот, км ($\alpha = 10°$)
6	2	3	66,72	52,24...90	180...104,5	0...60	20 959
8	2	4	57,63	49,21...90	180...98,4	0...45	10 127
10	2	5	53,22	47,74...90	180...95,5	0...36	7563
15	3	5	45,51...42,28	60,02...90	90...66,1	54,9...36	4715...3889
18	3	6	42,46...38,68	58,42...90	90...64,3	34,8...30	3930...3136
20	4	5	39,49...38,03	72,54...90	60...51,2	16,4...36	3292...3015
24	4	6	35,66...33,58	69,74...90	60...49,4	7,4...30	2610...2293
28	4	7	33,31...30,78	68,07...90	60...48,3	1,4...25,7	2254...1918
32	4	8	31,75...28,91	66,98...90	60...47,6	42,1...22,5	2042...1695
35	5	7	29,19...27,96	75,68...90	45...39,3	14...25,7	1727...1589
40	5	8	27,30...25,74	74,12...90	45...38,6	9,6...22,5	1518...1361
45	5	9	25,99...24,18	73,06...90	45...38,1	6,2...20	1385...1215
48	6	8	24,75...24,00	79,40...90	36...32,6	15,7...22,5	1267...1199

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

конфигурации наклонению, и соответствующее значение для полярных систем. В последней колонке представлены значения диапазонов потребных высот для этих систем (при угле возвышения α=10°).

Изменение потребной высоты орбиты H из-за наклонения i для низкоорбитальных систем (H < 1000 км) с практической точки зрения невелико и сравнимо с колебаниями высоты орбиты вследствие наличия малого эксцентриситета. На рис. 2.5.9 показаны изменения минимальных высот орбит от наклонения для однократного обзора некоторых околополярных систем $n = p \times S$ = 6×9, 6×10, 6×11, 7×10, 7×11 спутников.

Околополярные СС двухкратного обзора делятся на два типа систем, каждый тип имеет по два граничных множества при $i = \pi/2$ и $i = i_{min}$. В системах первого типа, с полным охватом экватора, потребное угловое расстояние между первой и P-й плоскостями орбит меньше, чем для полярных систем, в отличие от однократного обзора. Поэтому при прочих равных условиях (одинаковое число плоскостей и спутников в них) наклонные околополярные системы двухкратного обзора первого типа лучше соответствующих полярных систем по критерию минимально потребной высоты.

Для систем второго типа уменьшение наклонения приводит к увеличению потребной высоты орбиты. На рис. 2.5.10 показаны зависимости от наклонения изменений потребных высот орбит систем из 48 и 64 спутников (первый тип — $N = P \times S$ = 6×8 и N = = 8×8, второй тип — N = 4×12 и N = 4×16).

В табл. 2.5.2 приведены примеры минимальных околополярных СС двухкрат-

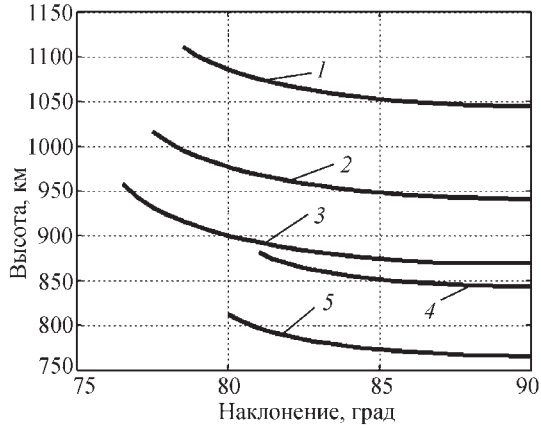


Рис. 2.5.9. Изменение потребной высоты орбиты от наклонения для однократного обзора при N:
1 — 6×9; *2* — 6×10; *3* — 6×11; *4* — 7×11

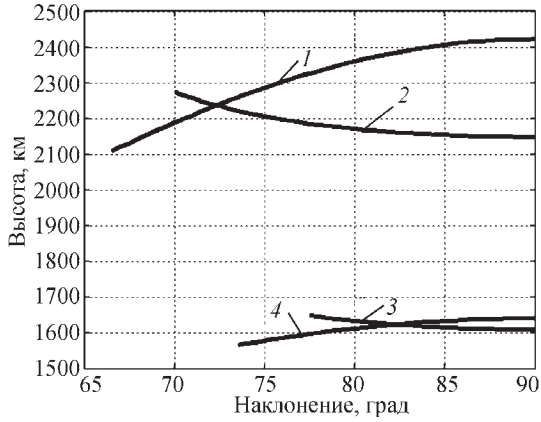


Рис. 2.5.10. Изменение потребной высоты орбиты от наклонения для двукратного обзора при N:
1 — 4×16; *2* — 8×8; *3* — 4×12; *4* — 6×8

2.5.2. Околополярные СС двухкратного глобального обзора

N	P	S	Угол θ, град	Наклонение орбиты i, град	Сдвиг узлов $\Delta\lambda$, град	Фазовый сдвиг $\Delta\varphi^*$, град	Высота орбиты H, км
10*	2	5	73,02	70,93	99,23	29,98	45 301
12*	2	6	63,89	61,67	109,91	51,84	16 256
14*	2	7	58,61	56,65	118,84	16,98	10 847
16*	2	8	55,30	53,63	125,97	36,37	8 651
18*	2	9	53,07	51,66	131,73	11,68	7 491
20	4	5	46,36	58,54	94,85	48,80	4 956
24	4	6	43,14	57,41	93,51	30,40	4 088

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Окончание табл. 2.5.2

N	*P*	*S*	Угол θ, град	Наклонение орбиты *i*, град	Сдвиг узлов Δλ, град	Фазовый сдвиг $\Delta\varphi^*$, град	Высота орбиты *H*, км
25	5	5	42,86	64,97	76,08	71,37	4 020
28	4	7	41,13	56,72	92,65	17,36	3 627
30	5	6	39,27	63,37	74,96	52,07	3 245
33	3	11	38,84	90	61,05	0	3 166
35	5	7	37,03	62,39	74,23	38,48	2 834
36	6	6	36,34	68,46	62,7	4,78	2 717
39	3	13	36,32	90	60,81	0	2 716
40	5	8	35,54	61,74	73,74	28,39	2 587
42	6	7	33,87	67,16	62,04	50,86	2 332
48	6	8	32,22	66,31	61,59	40,56	2 101
49	7	7	31,48	71,18	53,36	7,3	2 004

ного глобального непрерывного обзора. Для СС, включающих две плоскости (отмечены звездочкой), оптимальным является весь диапазон наклонений от $i_{\min}$ до $i = \pi/2$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А.** Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

2. **Улыбышев Ю.П.** Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора: краткий исторический обзор, современное состояние и новые решения // Труды МАИ. 2009. № 34.

3. **Adams W.S., Rider L.** Circular Polar Constellations Providing Continuous Single or Multiple Coverage above a Specified Latitude // Journal of the Astronautical Sciences. 1987. V. 35, № 2. P. 155–192.

4. **Gobetz E.W.** Satellite Networks for Global Coverage // Advances in Astronautical Sciences. 1961. V. 9. P. 134–156.

5. **Rider L.** Analytic Design of Satellite Constellations for Zonal Earth Coverage Using Inclined Circular Orbits// Journal of the Astronautical Sciences. 1986. V. 34, № 1. P. 31–64.

6. **Ullock M.H., Shoen A.H.** Optimum Polar Satellite Networks for Continuous Earth Coverage // AIAA Journal. 1963. V. 1. P. 69–72.

7. **Ulybyshev Yu.** Near-Polar Satellite Constellations for Continuous Global Coverage // Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. V. 36, № 1, P. 92–99.

2.5.2.2. Кинематически правильные спутниковые системы

В отличие от СС, структурно состоящих из базовых цепочек спутников с соответствующими этим цепочкам полосами непрерывного обзора (п. 2.5.2.1), кинематически правильные СС строятся из единичных спутников как базовых элементов по принципу симметричных систем подвижных точек. Кинематически правильные СС являются теоретическим обобщением симметричных систем неподвижных точек, рассматриваемых в структурной кристаллографии и отличающихся постоянством относительного положения каждой точки по отношению к остальным точкам системы. Сущность указанного теоретического обобщения состоит в обеспечении для симметричных систем подвижных точек аналогичного постоянства относительных движений всех точек системы с точностью, обусловленной фактическим положением в пространстве и времени, направлением течения времени и заменой правого направления на левое [1].

Кинематически правильные СС были впервые предложены Г.В. Можаевым в [2]. Практически одновременно в англоязычной литературе Дж. Уолкером в [3] введены так называемые дельта-системы, которые являются частным случаем кинематически правильных СС. Разработанная позднее Г.В. Можаевым в [1] теория кинематически правильных СС, равно как и теоретическая проработка в [4–7] вопросов применения дельта-сис-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тем (часто называемых также «системами Уолкера»), оказалась чрезвычайно продуктивной для решения задачи непрерывного обзора. Существенный вклад в развитие теории кинематически правильных СС внесен Б.П. Бырковым [8, 9].

Чтобы дать определение кинематически правильной СС, рассмотрим понятие «транзитивная группа». Пусть X — произвольное множество, тогда некоторая группа h преобразований X называется *транзитивной*, если для любых двух элементов $x_1,\ x_2 \in X$ существует преобразование $h^* \in h$, переводящее x_1 в x_2:

$$h^*(x_1) = x_2.$$

СС называется *кинематически правильной*, если в некоторый (значит, и в любой другой) момент ее состояние, характеризуемое орбитальной структурой $\boldsymbol{O}_N$, инвариантно относительно транзитивной группы нетождественных преобразований

$$h \subset \{W, U, V\}, \qquad (2.5.28)$$

где W — полная группа ортогональных преобразований, т.е. множество всех движений пространства, оставляющих на месте некоторую точку (центр Земли); U — группа динамических преобразований, связанных с движением спутника по круговой орбите; V — группа замены знака времени (замена направления движения всех спутников на противоположное) [1].

Таким образом, структура $\boldsymbol{O}_N$ кинематически правильных СС определяется любым одним своим элементом (порождающим элементом) s и группой преобразований h, которая в этом случае называется группой симметрии системы (ей соответствует и конкретный шифр симметрии):

$$\boldsymbol{O}_N = h(s). \qquad (2.5.29)$$

Рассмотрим случай однократного непрерывного обзора поверхности единичной сферы с помощью N-спутниковой системы с начальным фазовым состоянием $\boldsymbol{O}_N$. Обозначим через $D_j(S_N, t)$ область Дирихле j-го спутника системы в момент t как множество точек единичной сферы, отстоящих от j-го спутника в момент t не далее, чем от остальных спутников. Все такие области $D_j(S_N, t)$, $j = \overline{1, N}$ являются выпуклыми сферическими многоугольниками, покрывающими полностью единичную сферу и не имеющими общих внутренних точек. Сторонами многоугольников служат дуги больших кругов, точки которых равноудалены от ближайших спутников.

СС обеспечивает непрерывный однократный обзор поверхности единичной сферы тогда и только тогда, когда каждый спутник в любой момент «видит» все точки своей области Дирихле. Обозначив через $\theta_j(\boldsymbol{O}_N)$ минимальный угловой радиус зоны обзора j-го спутника, обеспечивающий непрерывную видимость с этого спутника его области Дирихле, критериальная функция, используемая в формулировке классической задачи непрерывного обзора (см. п. 2.5.1), будет иметь вид:

$$\min \theta(\boldsymbol{O}_N) = \max\{\theta_1(\boldsymbol{O}_N), \theta_2(\boldsymbol{O}_N), ..., \theta_N(\boldsymbol{O}_N)\}. \qquad (2.5.30)$$

Функция (2.5.30) отличается тем, что ее значение для любого фазового состояния $\boldsymbol{O}_N$ системы из N-спутников можно представить как наибольшее из значений некоторых функций $\theta_j(\boldsymbol{O}_N)$, $j = \overline{1, N}$, соответствующих спутникам системы. Изменение положения некоторого произвольного j-го спутника приводит к изменению формы и размеров как его области Дирихле D_j, так и пограничных областей Дирихле других спутников. При этом области, не граничащие с D_j, не деформируются, пока величина сдвига j-го спутника не превысит некоторого критического значения. Назовем изменение параметров движения j-го спутника малым, если оно не деформирует области Дирихле, не граничащие с D_j, ни в один из моментов времени.

В теории кинематически правильных СС доказывается, что если спутники кинематически правильной системы никогда не лежат в одной плоскости, то никакое малое изменение параметров движения одного спутника не может улучшить строение системы в целом (уменьшить критериальную функцию (2.5.30)) [1, 9]. Данное утверждение является необходимым условием локальной оптимальности кинематически правильных СС с транзитивной группой симметрии h в задаче непрерывного обзора.

В целях расширения класса рассматриваемых СС в ряде случаев оказывается полезным отказаться от транзитивного характера группы симметрии. Получаемые таким образом СС состоят из k непересекающихся кине-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

матически правильных СС с общей группой симметрии h:

$$\boldsymbol{O}_N = \bigcup_{j=1}^{k} h(s_j), \qquad (2.5.31)$$

где s_j, $j = \overline{1,k}$ — порождающие элементы кинематически правильных подсистем.

Системы, получаемые в соответствии с выражением (2.5.31), в терминологии Г.В. Можаева [1, 2] называются *кинематически симметричными*.

В терминологии Б.П. Быркова [9] принимается во внимание, что выражение (2.5.31) представимо в виде

$$\boldsymbol{O}_N = h\left(\bigcup_{j=1}^{k} s_j\right) = h(B), \qquad (2.5.32)$$

где B — некоторый базисный элемент (базис), представляющий собой один или несколько спутников, не связанных друг с другом преобразованиями группы h.

В зависимости от того, сколько спутников содержится в базисе B (один или несколько), системы разделяются на *моно структуры* (в базисе один спутник) и *полиструктуры* (в базисе более одного спутника). Основываясь на таком обобщенном понимании порождающих элементов в виде произвольного базиса B, часто говорят, что все СС, определяемые (2.5.32), где h — группа симметрии, являются *кинематически правильными* моноструктурами или полиструктурами, включая в число кинематически правильных систем и множество полиструктур, чьи фазовые состояния не обладают транзитивной группой симметрии.

Сформулированное выше необходимое условие локальной оптимальности моноструктур для случая полиструктур обобщается следующим образом: если полиструктура содержит моноструктуру, спутники которой никогда не являются вершинами одной грани выпуклой оболочки спутников, то никакое малое изменение параметров одного спутника моноструктуры не может улучшить строение полиструктуры в целом [1, 9]. Здесь под выпуклой оболочкой спутников понимается выпуклый многогранник, вершинами которого служат спутники.

Следствием этого утверждения является то, что никакое малое изменение параметров у одного из спутников системы не может улучшить строение системы в целом (т.е. улучшить критериальную функцию (2.5.30)), если в составе полиструктуры спутники любой моноструктуры никогда не лежат в общей грани выпуклой оболочки [1, 9].

Указанные необходимые условия локальной оптимальности кинематически правильных СС (моноструктур и полиструктур), сформулированные выше для случая однократного непрерывного обзора, обобщаются на случай многократного непрерывного обзора путем сведения многократного непрерывного обзора к однократному. С этой целью доказывается следующее утверждение: для того, чтобы система из N спутников обеспечивала многократный (p-кратный) непрерывный обзор, *необходимо и достаточно*, чтобы любая ее подсистема из $N - (p - 1)$ спутников обеспечивала непрерывный однократный обзор [1, 9].

Таким образом, сформулированное необходимое условие локальной оптимальности полиструктур сохраняет силу и в случае многократного непрерывного обзора, если потребовать, чтобы после «удаления» из системы любых $p - 1$ спутников оставшиеся спутники любой подсистемы, являющейся моноструктурой, никогда не лежали бы в одной грани выпуклой оболочки.

На основе изложенных базовых теоретических положений Б.П. Бырковым и Г.В. Можаевым были разработаны практические методы расчета однократного и многократного непрерывного зонального обзора с помощью кинематически правильных СС — моноструктур, а также простейших полиструктур [1, 9].

Введенные Дж. Уолкером в [3] дельта-системы — одна из разновидностей кинематически правильных моноструктур, а именно моноструктуры первого типа [1, 9]. Вследствие относительной простоты их расчета они получили широкое распространение в практике балистического проектирования СС непрерывного обзора.

Фазовая структура дельта-систем определяется следующими выражениями для долгот восходящих узлов Ω_j и аргументов широты u_j спутников системы:

$$\Omega_j = \Omega_1 + (j-1)\frac{2\pi K}{N}; \qquad (2.5.33)$$

$$u_j = u_1 + (j-1)\frac{2\pi F}{N}, \qquad (2.5.34)$$

где N — число спутников в системе; $j = \overline{1,N}$; K, F — целые числа.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При фиксированном числе N спутников структура дельта-системы определяется парой чисел K и F. В качестве величины K выбираются те из значений $1, 2, ..., N/2$, для которых отношение N/K — целое число. При таком выборе величины K отношение N/K характеризует число плоскостей в системе, а сама величина K — число спутников в одной плоскости. Число F принимает значения $1, 2, ..., N/K$ и определяет различные варианты расположения спутников в плоскостях орбит системы.

В табл. 2.5.3 для примера приведены оптимальные варианты орбитальных структур, рассчитанных в классе кинематически правильных систем — моноструктур первого типа (дельта-систем) для глобального непрерывного однократного обзора Земли при числе спутников в системе 5...25 и 45...50. Приводимые в табл. 2.5.3, как и в табл. 2.5.4 и 2.5.5, числовые данные в основном заимствованы из [10] или рассчитаны с использованием приведенных в этой работе методик. Одновременно учитывались результаты исследований, приведенные в [11, 12]. Приводимые в таблицах варианты систем характеризуются значениями геоцентрической угловой ширины θ зоны обзора спутников, наклонения i и высоты H орбит, рассчитанными для минимального угла места, равного 10°.

Вследствие узости рассматриваемого в табл. 2.5.3 класса дельта-систем нет никакой гарантии, что приведенные здесь варианты СС имеют высокие характеристики в задаче глобального непрерывного однократного обзора Земли. Из этой же таблицы следует, что в отдельных случаях, а именно при числе спутников в системе $N = 12, 15, 21, 24, 50$ не происходит улучшения орбитальной структуры даже при увеличении числа спутников в системе по сравнению с соответствующими значениями $N = 11, 14, 20, 23, 49$ (табл. 2.5.3). Более того, характеристика θ в указанных случаях даже ухудшается. Все это свидетельствует об ограниченности возможностей оптимизации в классе дельта-систем.

В табл. 2.5.4 и 2.5.5 приведены варианты кинематически правильных систем — моноструктур второго порядка и простейших полиструктур соответственно, улучшающих характеристики дельта-систем, приведенных в табл. 2.5.3 [1, 10]. Отсюда видно, что дополнение дельта-систем моноструктурами второго порядка позволяет уменьшить характеристику θ для системы из 20, 22, 24, 48, 50 спутников (табл. 2.5.4), а рассмотрение также и полиструктур — улучшить варианты систем для числа спутников $N = 6, 9, 10, 12, 15, 21, 45, 48$ (табл. 2.5.5).

Заметим, что рассматриваемые полиструктуры численного состава $N = N_1 + N_2$ могут иметь в своем составе две подсистемы: подсистему из N_1 спутников на орбитах с при-

2.5.3. Оптимальные кинематически правильные СС — моноструктуры первого типа (дельта-системы) глобального однократного обзора Земли

N	θ, град	i, град	H, км
5	69,16	43,6	26 991
6	66,42	53,1	20 350
7	60,26	55,7	12 205
8	56,52	61,9	9 376
9	54,81	70,3	8 370
10	51,54	47,9	6 803
11	47,61	53,8	5 342
12	47,90	50,7	5 436
13	43,77	58,4	4 245
14	41,96	54,0	3 810
15	42,14	53,5	3 852
16	40,11	56,5	4 212
17	38,91	55,5	3 175
18	38,36	56,6	3 072
19	37,12	57,4	2 849
20	36,62	56,8	2 764
21	36,68	61,1	2 774
22	35,24	58,4	2 539
23	34,68	58,7	2 453
24	35,64	58,4	2 603
25	34,28	61,2	2 393
45	26,02	73,0	1 386
46	25,15	67,4	1 302
47	24,95	66,6	1 284
48	24,78	68,7	1 268
49	24,41	67,7	1 234
50	24,78	72,7	1 268

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.5.4. Кинематически правильные СС — моноструктуры второго типа, улучшающие дельта-системы (глобальный однократный обзор Земли)

N	θ, град	i, град	H, км
20	36,48	64,5	2 740
22	34,01	62,3	2 353
24	32,81	64,2	2 181
48	23,57	68,7	1 168
50	24,30	67,5	1 226

2.5.5. Кинематически правильные СС — полиструктуры, улучшающие дельта-системы (глобальный однократный обзор Земли)

$N(N_1 + N_2)$	θ, град	i, град	H, км
6 (4+2)	64,00	69,2	16 391
9 (7+2)	52,96	66,4	7 430
10(7+2)	49,45	60,3	5 973
12(9+3)	45,42	56,5	4 837
15(10+5)	42,07	54,8	3 836
21 (14+7)	36,30	62,9	2 710
45 (45+0)	24,45	68,0	1 245
48 (48+0)	23,47	68,8	1 150

веденными в табл. 2.5.5 наклонениями и подсистему из N_2 спутников на экваториальных орбитах (с наклонением 0 или 180°).

Как следует из табл. 2.5.3–2.5.5, расширение класса дельта-систем (моноструктур первого типа) за счет дополнительного рассмотрения моноструктур второго типа и полиструктур позволяет улучшить характеристики отдельных СС. При этом наилучшие известные орбитальные структуры для непрерывного глобального однократного обзора при числе спутников в системе $N = 5, 7, 8, 11, 13, 14, 16, 17, 18, 19, 23, 25, 46, 47, 49$ остаются в классе дельта-систем (моноструктур первого типа). Для других значений числа спутников в системе такие наилучшие орбитальные структуры находятся в классе моноструктур второго типа ($N = 20, 22, 24, 50$) или простейших полиструктур ($N = 6, 9, 10, 12, 15, 21, 45, 48$). Следовательно, лучшие известные варианты СС непрерывного обзора находятся либо в классе моноструктур (первого и второго типов), либо в классе относительно простых полиструктур.

Следует заметить, что класс кинематически правильных (симметричных) систем — полиструктур существенно более широк. Под определение полиструктуры подпадает и произвольная орбитальная структура из N спутников, какой является полиструктура, состоящая из N односпутниковых моноструктур (их шифр симметрии 1EE [1, 9]). В данных условиях оптимизация в классе кинематически правильных систем — полиструктур по сути сводится к оптимизации в произвольном классе орбитальных построений. Вместе с тем теория кинематически правильных систем не дает практического методического аппарата оптимизации не только в таком произвольном классе орбитальных структур, но и в классах относительно сложных полиструктур.

В результате не случайным является то, что указанное ранее улучшение дельта-системы из 15 спутников за счет рассмотрения простейшей полиструктуры не привело к превосходству полученной 15-спутниковой полиструктуры над наилучшей известной дельта-системой из 14 спутников (θ для $N = 14$, 15 в табл. 2.5.3 и $N = 15$ в табл. 2.5.5). Таким образом, по-прежнему сохраняется ситуация, при которой переход от 14 спутников к 15 не сопровождается улучшением качества полученной орбитальной структуры, и можно констатировать, что оптимальная СС с $N = 15$ глобального непрерывного однократного обзора к настоящему времени не известна.

Данное обстоятельство, свидетельствующее о несовершенстве теории кинематически правильных СС, послужило поводом в [13] для проведения исследований в области улучшения известных вариантов кинематически правильных СС — моноструктур первого типа (дельта-систем) путем применения традиционных методов дифференциального исчисления. Практическое использование разработанного на этой основе способа оптимизации орбитальных структур для глобального однократного непрерывного обзора Земли не привело к получению качественно новых теоретических выводов в отношении путей развития методов оптимизации СС непрерывного обзора.

Несмотря на указанные недостатки, теория кинематически правильных СС зарекомендовала себя для практики баллистического проектирования СС непрерывного обзора как эффективный инструмент, позволяющий определять варианты СС непрерывного обзора с высокими характеристиками [1, 9, 10]. Это

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

связано, в частности, с более общим характером основанного на применении кинематически правильных СС (в случае учета полиструктур) методического подхода, по сравнению с оптимизацией в классе спутниковых цепочек, где правила выбора чисел орбитальных плоскостей и спутников в каждой из этих орбитальных плоскостей фиксированы (см. п. 2.5.2.1). Также в силу специфики задачи непрерывного обзора уже в рамках наиболее простого класса дельта-систем имеются неплохие варианты систем непрерывного обзора, которые в ряде случаев могут быть улучшены путем рассмотрения ограниченного множества моноструктур второго типа и простейших полиструктур.

Сравнение возможностей теории кинематически правильных СС и методов, основанных на применении спутниковых цепочек (см. п. 2.5.2.1), позволяет говорить о том, что в подавляющем большинстве исследованных случаев для глобального однократного непрерывного обзора (при числе спутников до 60), а также для глобального многократного непрерывного обзора (при числе спутников до 100), применение кинематически правильных СС оказывался более эффективным. Так, в рассматриваемых (табл. 2.5.3–2.5.5) условиях полученные варианты кинематически правильных систем (моноструктур и полиструктур) лишь при числе спутников $N = 45, 50$ уступают лучшим известным вариантам спутниковых цепочек — фазированным полярным системам Ф. Гобетса, имеющим для указанных двух значений числа N значения характеристики $\theta = 24{,}18; 23{,}05°$ соответственно.

С увеличением числа спутников в системе, особенно при обеспечении не глобального, а зонального обзора узких широтных поясов, спутниковые цепочки начинают играть существенно бóльшую роль, превалируя по своим характеристикам над известными вариантами кинематически правильных систем (соответствующих, как было отмечено выше, моноструктурам и простейшим полиструктурам). Данное сравнение имеет относительный характер, поскольку в целом ряде случаев спутниковые цепочки являются одновременно и кинематически правильными системами — моноструктурами.

Рассмотрение полиструктур позволяет в еще большей мере повторять варианты СС, полученые в классе спутниковых цепочек, поскольку под определение кинематически правильной системы — полиструктуры, как было отмечено выше, подпадает любая орбитальная структура, в том числе спутниковая цепочка. Поэтому в ряде случаев к одним и тем же рациональным вариантам орбитальных структур можно прийти, оптимизируя как в классе спутниковых цепочек, так и в классе кинематически правильных СС. Так, значение характеристики $\theta = 36{,}30°$ соответствует лучшей полиструктуре из 21 спутника в условиях табл. 2.5.5, равно как и лучшей системе, полученной в классе спутниковых цепочек, с таким же числом спутников (фазированная полярная система Ф. Гобетса, см. п. 2.5.2.1) [10].

Отсутствие к настоящему времени теоретических положений в отношении оптимальности известных методов выбора орбитальных структур для непрерывного обзора привело к тому, что в практике баллистического проектирования СС непрерывного обзора на круговых орбитах поиск предпочтительных вариантов орбитальных структур осуществляется с использованием одновременно двух методических подходов — путем оптимизации в классах спутниковых цепочек и кинематически правильных СС. На этой основе разрабатываются различные практические приложения, являющиеся производными по отношению к рассмотренной классической задаче непрерывного обзора, например, решение задачи непрерывного обзора больших географических областей произвольной формы [14].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Можаев Г.В.** Синтез орбитальных структур спутниковых систем: Теоретико-групповой подход. М.: Машиностроение, 1989. 303 с.

2. **Можаев Г.В.** Задача о непрерывном обзоре Земли и кинематически правильные спутниковые системы // Космич. исслед. 1972. Т. 10. Вып. 6. С. 833–839; 1973. Том 11. Вып. 1. С. 59–69.

3. **Walker J.G.** Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage // Journal of the British Interplanetary Society. 1971. V. 24. P. 369–384.

4. **Lang T.J.** Symmetric Circular Orbit Satellite Constellations for Continuous Global Coverage // Advances in the Astronautical Sciences. 1987. V. 65. Part II. P. 1111–1132.

5. **Walker J.G.** Continuous Whole-Earth Coverage by Circular-Orbit Sattellite Patterns // Royal

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Aircraft Establishment, Procurement Executive, Ministry of Defence, Farnborough, Hants. Technical Report 77044. 1977. 78 p.

6. **Walker J.G.** Satellite Patterns for Continuous Multiple Whole–Earth Coverage // Maritime and Aeronautical Satellite Communication and Navigation. IEE Conf. Publ. 1978. V. 160. P. 119–122.

7. **Walker J.G.** Satellite Constellations // Journal of the British Interplanetary Society. 1984. V. 37. P. 559–571.

8. **Бырков Б.П., Самусенко О.Е.** Определение максимальной кратности непрерывного покрытия Земли зонами видимости спутников // Ракетная и космическая техника: тр. 25-х Чтений К.Э. Циолковского. Сек. Проблемы РКТ. Калуга, 1991. С. 51–52.

9. **Бырков Б.П.** Каталог характеристик кинематически правильных систем многократного обзора сферы: в 5 т. М.: Минобороны, 1978.

10. **Можаев Г.В.** Проблемы оптимизации спутниковых систем: состояние исследований и перспективы // Тр. МАИ. 2009. № 34.

11. **Можаев Г.В.** Возможности кинематически правильных спутниковых систем с группами симметрии первого типа в задаче непрерывного однократного обзора Земли // Космич. исслед. 2005. Т. 43. № 3. С. 215–223.

12. **Саульский В.К.** Многоспутниковые системы с линейной структурой и их применение для непрерывного обзора Земли // Космич. исслед. 2005. Т. 43. № 1. С. 36–53.

13. **Горбулин В.И.** Новый способ оптимизации орбитального построения глобальных спутниковых систем // Полет. 2001. Вып. 12. С. 20–26.

14. **Ulybyshev Yu.** Satellite Constellation Design For Complex Coverage // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. V. 45. № 5. P. 843–849.

2.5.3. СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ЗОНАЛЬНОГО ОБЗОРА НА КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

Решение классической задачи периодического обзора (см. п. 2.5.1) по аналогии с задачей непрерывного обзора традиционно связывается с выявлением классов орбитальных структур, предпочтительных для обеспечения периодического обзора. Несмотря на кажущуюся схожесть, задачи непрерывного и периодического обзора существенно отличаются между собой.

Отличительная особенность задачи периодического обзора — значительное влияние вращения Земли на характеристики обзора, чрезвычайно чувствительных даже к небольшим изменениям радиуса орбит спутников. Следствием этого является недопустимость расчета спутниковых покрытий на сфере единичного радиуса, используемой в случае непрерывного обзора, и значительное усложнение математической модели оптимизации СС в целом.

Радиусы круговых орбит спутников в задаче периодического обзора обычно характеризуются соотношением m / n между периодом обращения спутников вокруг Земли и периодом ее вращения. Величина m / n называется кратностью геосинхронной орбиты и определяется из условия геосинхронности движения спутников по круговым орбитам с периодом повторяемости трасс (маршрутов) на поверхности Земли:

$$T_{\text{тр}} = mT_{\text{др}} = nT_{\text{эф}}, \qquad (2.5.35)$$

где $T_{\text{др}}$ — драконический период обращения спутников; $T_{\text{эф}}$ — эффективные сутки; m, n — целые взаимно простые числа, характеризующие соответственно числа витков и эффективных суток в периоде повторяемости трасс соответственно.

Критериальная функция в задаче периодического обзора, т.е. периодичность обзора (см. п. 2.5.1), существенно более сложна, чем критериальная функция в задаче непрерывного обзора, т.е. величина углового геоцентрического радиуса зон обзора спутников. Это связано с тем, что функция периодичности обзора заданного района на множестве системно-баллистических параметров СС не только не дифференцируема, но и не задается аналитически, претерпевая разрывы первого рода.

Далее в исторической перспективе рассмотрим предпосылки создания современной теории периодического обзора и основные существующие подходы к баллистическому проектированию СС периодического наблюдения районов Земли.

2.5.3.1. Предпосылки создания современной теории периодического обзора

В силу наличия объективных трудностей в течение длительного времени решение задачи периодического обзора сводилось к изучению возможностей спутниковых структур, ранее хорошо зарекомендовавших себя в задаче непрерывного обзора. При этом основное внимание

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

уделялось кинематически правильным СС (см. п. 2.5.2.2), получившим к этому времени широкое распространение не только для баллистического проектирования СС непрерывного обзора (основное назначение), но и для баллистического проектирования СС периодического обзора [1, 2]. Особенности изначальной «привязки» кинематически правильных СС к специфике задачи непрерывного обзора стали причиной того, что указанные исследования не привели к разработке эффективных методов проектирования СС периодического обзора. Однако они позволили сделать ряд важных теоретических выводов, касающихся дальнейших путей развития теории периодического обзора.

Одним из таких важных выводов явилось то, что наилучшие СС для периодического обзора следует искать не в области орбитальных структур, характеризуемых высокой степенью симметрии (кинематически правильных СС — моноструктур или простейших полиструктур), а наоборот, в области слабо симметричных орбитальных структур, т.е., по сути, на основе отказа от теории кинематически правильных СС и поиска для этого новых теоретических принципов.

Действительно, как отмечалось в п. 2.5.2.2, допущение о транзитивном характере группы преобразований при использовании кинематически правильных СС позволило существенно уменьшить область оптимизации до немногочисленного конечного множества кинематически правильных СС — моноструктур, которые можно проанализировать путем их прямого перебора. В силу специфики задачи непрерывного обзора данное допущение оказалось весьма эффективным при определении вариантов орбитальных структур в задаче непрерывного обзора, формулируемой на стационарной сфере единичного радиуса. Дополнение моноструктур простейшими полиструктурами, получаемыми в условиях отказа от транзитивного характера группы преобразований (см. п. 2.5.2.2), не сильно усложнило задачу, приводя к достаточно эффективным вариантам орбитальных структур для непрерывного обзора.

Иначе обстояло дело, когда теория кинематически правильных систем применялась для проектирования СС периодического обзора — в условиях, когда существенное влияние на характеристики обзора оказывает вращение Земли. В указанных условиях переход к группам преобразований, не являющимся транзитивными, был той вынужденной мерой, благодаря которой удавалось получать хоть сколько-нибудь хорошие орбитальные структуры для периодического обзора. Такие орбитальные структуры являлись кинематически правильными СС-полиструктурами со сложными шифрами симметрии. Последнее обстоятельство нивелировало основные преимущества симметрийного подхода: с ростом сложности шифра симметрии растет число соответствующих ему вариантов орбитальных структур, которые проанализировать методом прямого перебора вскоре становится затруднительно.

Таким образом, если при решении задачи непрерывного обзора существенный прогресс был достигнут при использовании узкого класса кинематически правильных СС — моноструктур, расширяемого в ряде случаев относительно простыми полиструктурами, то в решении задачи периодического обзора такой прогресс не наметился даже при рассмотрении сложных полиструктур. Как отмечается в [2], все лучшие орбитальные структуры для периодического обзора, полученные в классе кинематически правильных СС, отличаются бедной симметрией, поиск лучших слабо симметричных систем сопряжен с решением задач на экстремум функции, зависящей от большого числа переменных, которое возрастает пропорционально числу спутников в системе. Все это указывает на пределы применимости теории кинематически правильных СС для решения задачи периодического обзора [2].

Важным результатом исследований ряда российских (советских) ученых [2–13] стало не зависимое друг от друга обнаружение ими в середине 1980-х гг. и подробное изучение в последующие годы относительно простого, но эффективного в задаче периодического обзора класса СС, рассчитываемого по характеристикам обзора одиночным спутником системы (базовой группой спутников, когда система строится не из одиночных спутников, а из таких групп спутников). В силу устойчиво повторяющегося превосходства таких СС над известными вариантами кинематически правильных СС рядом исследователей проблемы были высказаны предположения об их абсолютной оптимальности [2] и даже утверждения о предельном оптимальном характере таких систем и отсутствии иного пути получения предельных многоспутниковых систем [10, 11].

Вместе с тем, как стало ясно позднее, баллистическое проектирование на базе таких систем дает возможность получить лишь не-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

кий гарантированный результат, приобретающий оптимальный характер лишь в ограниченном числе частных случаев. Как результат осознания данного обстоятельства, в качестве названия для данных систем представляется удачным предложенный в [14] термин «гарантированные СС», который и будем использовать далее. В работах [2–13] эти СС имеют другое название или вовсе его не имеют.

Строго говоря, *гарантированные СС* (*ГСС*) получаются путем равномерного размещения спутников (одинаковых фронтальных групп) вдоль их общей трассы (вдоль общих трасс) с интервалом, равным $1/M$ части максимального перерыва τ_{max} в наблюдении заданного района R одним спутником (одной фронтальной группой). Здесь M — число фронтальных групп в системе, равное для одномаршрутной системы, если фронтальная группа состоит из одного спутника, общему числу N спутников в системе. Под фронтальной группой в общем случае понимается группа спутников, подспутниковые точки которых в любой момент времени находятся на одинаковой географической широте и сдвинуты по долготе на некоторую величину, как правило на одинаковую, из соображений образования всеми спутниками фронтальной группы совместной полосы обзора. Периодичность обзора заданного района R гарантированной СС равна величине τ_{max}/M.

Простота расчета гарантированных СС и их высокая эффективность в задаче периодического обзора стали решающим фактором их широкого применения в практике баллистического проектирования СС периодического обзора в 1980-х и 1990-х гг. Этому в значительной мере способствовало практическое отсутствие на тот момент времени столь же эффективных альтернативных подходов к оптимизации сложной функции периодичности обзора, не считая периодически предпринимавшихся отдельными исследователями попыток «в лоб» решить проблему путем применения классических математических методов оптимизации.

В этой связи вызывает интерес предпринятая в [15] попытка поиска оптимума задачи периодического обзора с использованием известных туннельных методов на основе математических процедур локальной минимизации недифференцируемых функций. В силу объективных сложностей расчетный алгоритм удалось создать только для простейшего случая обзора фиксированной точки земной поверхности. Как показали дальнейшие исследования, данный алгоритм все же не гарантирует получения глобального оптимума даже в задаче обзора точки, выводя на ближайший локальный экстремум. Тем не менее, он позволил получить новые, не известные к тому времени орбитальные структуры, обеспечивающие лучший обзор точки по сравнению с СС, задаваемыми в качестве начального приближения для расчета.

Обнаруженные таким образом отдельные варианты орбитальных структур, превосходящих ГСС по критерию минимума периодичности обзора, существенно зависели от принимаемых для расчетов исходных данных и не допускали проведение их теоретического обобщения как на уровне конечных орбитальных структур, так и на уровне методов их получения. Последнее обстоятельство в значительной степени усугублялось еще и тем, что функция периодичности обзора не относится к классу липшицевых функций, и, как следствие, для нее нельзя применить известные математические методы оптимизации таких функций. В [15] последнее утверждение дается в более широкой форме. Там говорится, что функция периодичности обзора не удовлетворяет условию Липшица не только в полном пространстве области поиска, но и на подпространствах всех размерностей.

На пути опровержения последнего вывода родилась та краеугольная идея, которая легла в основу специальной теории оптимизации СС периодического обзора. Она состояла в том, что классическая задача периодического обзора может быть декомпозирована таким образом, что на отдельных подпространствах задания функции периодичности обзора данная функция удовлетворяет условию Липшица, а в общем случае оптимизации орбитальной структуры — даже более жестким специально получаемым аналогичным условиям (см. пп. 2.5.3.2, 2.5.3.3).

Первые результаты исследований в этом направлении получены в [14], где при оптимизации функции периодичности зонального, в частности глобального, обзора Земли были выявлены существенно лучшие, чем гарантированные орбитальные структуры. Было показано, что ГСС, вопреки высказанным предположениям ряда исследователей, не могут претендовать на роль абсолютного оптимума в решении задачи периодического обзора. Последнее обстоятельство поставило под сомнение целесообразность использования традиционного пути оптимизации в априорно задаваемых узких классах СС и потребовало разработки элементов теории

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

оптимизации в широких (в пределе — произвольных) классах СС, гарантированно содержащих варианты СС периодического обзора с высокими (глобально оптимальными) характеристиками. Разработка данной теории оказалась возможной на основе выявления специальных закономерностей как в изменениях функции периодичности обзора, так и в локализации оптимальных решений (см. пп. 2.5.3.2–2.5.3.4).

Следует заметить, что в англоязычной литературе задаче периодического обзора соответствует не очень большое число работ. Так, в одной из таких публикаций [16], относящейся к началу 1990-х гг., когда в российской (советской) литературе рассматриваемой теме соответствует обширная библиография, непосредственно отмечается, что литература по орбитальному построению низковысотных СС периодического обзора районов Земли редка. Работы иностранных авторов в данной области в основном посвящены изучению возможностей известных орбитальных структур (кинематически правильных [16–18], спутниковых цепочек [19]), хорошо зарекомендовавших себя в задачах непрерывного обзора, с точки зрения их применения для периодического обзора, а также в разработке различных технологий перебора с использованием возможностей современной вычислительной техники [20, 21]. Это свидетельствует о том, что отечественные исследования в области оптимизации орбитальных структур СС для периодического обзора опережают исследования зарубежных ученых на 5...10 лет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бобронников В.Т., Шубин В.И.** Метод решения задачи о построении сети ИСЗ для периодического обзора земной поверхности // Тр. 15-х Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Механика космического полета». М.: Наука, 1981. С. 52–58.

2. **Можаев Г.В.** Синтез орбитальных структур спутниковых систем: теоретико-групповой подход. М.: Машиностроение, 1989. 303 с.

3. **Белоконов И.В., Борисов А.В**. Синтез орбитальных структур одномаршрутных спутниковых систем // Тр. 24-х Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». М.: ИИЕТ АН СССР, 1990. С. 31–38.

4. **Бырков Б.П., Разумный Ю.Н.** Каталог характеристик периодического обзора сферы одномаршрутными системами. В 4-х т. М.: Минобороны, 1986. Т. 1. 468 с. Т. 2. 468 с. Т. 3. 468 с.

5. **Бырков Б.П., Разумный Ю.Н.** Решение задачи сплошного многократного покрытия Земли полосой обзора ИСЗ // Исслед. Земли из космоса. 1992. № 1. С. 62–71.

6. **Бырков Б.П., Разумный Ю.Н.** Аналитическая методика определения периодичности обзора Земли спутником системы ИПРЗ // Исслед. Земли из космоса. 1992. № 2. С. 91–97.

7. **Разумный Ю.Н.** Метод оптимизации параметров одномаршрутных систем ИСЗ для периодического обзора Земли // Исслед. Земли из космоса. 1991. № 5. С. 39–46.

8. **Разумный Ю.Н.** К оптимизации проектно-баллистических параметров спутниковых систем периодического землеобзора // Исслед. Земли из космоса. 1993. № 1. С. 48–58.

9. **Саульский В.К.** Методика расчета периодичности обзора, осуществляемого системой ИПРЗ // Исслед. Земли из космоса. 1986. № 5. С. 103–112.

10. **Саульский В.К.** Метод оптимизации орбит и структуры систем ИСЗ для периодического круглосуточного обзора Земли // Исслед. Земли из космоса. 1987. № 1. С. 111–121.

11. **Саульский В.К.** Оптимальные орбиты и структура систем ИСЗ для периодического обзора Земли // Исслед. Земли из космоса. 1989. № 2. С. 104–115.

12. **Саульский В.К.** Использование «следограмм» для расчета периодичности землеобзора // Исслед. Земли из космоса. 1994. № 2. С. 65–74.

13. **Саульский В.К.** Расчет совокупности перерывов, возникающих при обзоре широтных поясов Земли из космоса // Исслед. Земли из космоса. 1994. № 3. С. 69–75.

14. **Разумный Ю.Н., Ермаченков А.В.** Аналитическая методика определения периодичности обзора Земли спутниковой системой и рациональные орбитальные построения для решения задач ИПРЗ // Исслед. Земли из космоса. 1995. № 2. 57–70.

15. **Бырков Б.П., Головатенко-Абрамов В.И.** Об оптимальном построении систем ИСЗ периодического обзора районов земной поверхности // Исслед. Земли из космоса. 1993. № 6. С. 76–80.

16. **Hanson J.M., Evans M.J., Turner R.E.** Designing Good Partial Coverage Satellite Constellations // Journal of the Astronautical Sciences. 1992. V. 40. №. 2. P. 215–239.

17. **Lang T.J., Hanson J.M.** Orbital Constellations which Minimize Revisit Time // Proc. of the AAS/AIAA Astrodynamics Conf. AAS 83-402, 1983. P. 1071–1086.

18. **Lang T.J.** Walker Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earth Orbit // Proc. of

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

the AAS/AIAA Astrodynamics Conf. AAS 03-178, 2003. 16 p.

19. **Lang T.J.** Streets of Coverage Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earth Orbit // Proc. of the AAS/AIAA Astrodynamics Conf. AAS 05-154, 2005. 15 p.

20. **Kim H., Jung O., Bang H.** A Computational Approach to Reduce the Revisit Time Using a Genetic Algorithm // Proc. of the Intern. Conf. on Control, Automation and Systems, Oct. 17–20, 2007 in COEX, Seoul, Korea. 2007. P. 184–189.

21. **Lang T.J.** A Parametric Examination of Satellite Constellations to Minimize Revisit Time for Low Earth Orbits Using a Genetic Algorithm // Proc. of the AAS/AIAA Astrodynamics Conf. AAS 01-345, 2001. 17 p.

2.5.3.2. Регулярные спутниковые системы

Первый шаг на пути создания современной теории периодического обзора — обоснование широкого (бесконечного) класса СС класса *регулярных СС* (*РСС*), включающего орбитальные структуры с высокими характеристиками [1]. Для оптимизации РСС потребовалось разработать специальные методы, базирующиеся на особенностях функции периодичности обзора земной поверхности с помощью таких СС [2, 3]. Рассмотрим, как определяются РСС и на чем основаны методы их оптимизации.

N-спутниковая РСС формируется из одиночного спутника (как базового элемента) путем его последовательного ($N - 1$)-кратного повторения с одновременным сдвигом трассы спутника по долготе на величину $\Delta L_{тр} \cdot k$, $k = 1, 2, ..., N - 1$ и временным сдвигом $\Delta t \cdot k$, $k = 1, 2, ..., N - 1$ положения спутника на трассе (рис. 2.5.11). Величины $\Delta L_{тр}$ и Δt, используемые в данном определении, называются долготным и временны́м смещениями (сдвигами) соответственно спутников регулярной системы.

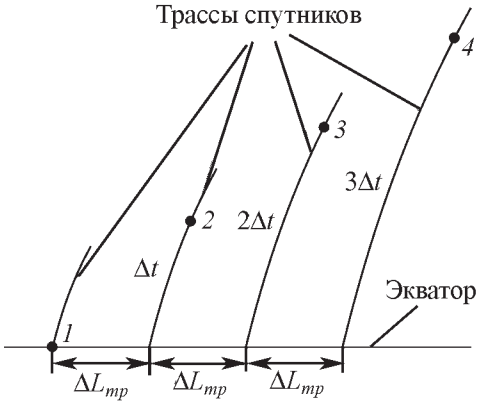


Рис. 2.5.11. К определению регулярной СС (на примере системы из четырех спутников)

РСС удовлетворяют необходимому условию локальной оптимальности в задаче периодического обзора в том же смысле, что и кинематически правильные СС — в задаче непрерывного обзора (см. разд. 2.5.2.2): никакое малое изменение параметров орбиты одного спутника не может улучшить орбитальную структуру в целом (в случае периодического обзора — уменьшить обеспечиваемую периодичность обзора) [2]. Данное условие необходимой оптимальности оказывается полезным при обосновании указанного класса РСС в целом, но не позволяет сделать выбор в пользу каких-либо отдельных вариантов РСС. Класс РСС чрезвычайно велик. Он включает бесконечное число вариантов СС, далеко не все из которых являются эффективными с точки зрения их применения для периодического обзора районов Земли. Под определение регулярных СС, например, подпадает заведомо неоптимальная, вырожденная СС, у которой все спутники сосредоточены в одной точке пространства.

Оптимизация в классе РСС основывается на выявлении ряда отличительных свойств периодичности обзора как функции параметров орбитальной структуры РСС, задаваемых долготами трасс отдельных спутников и временны́ми смещениями t_j, $j = 2, 3, ..., N$ ($t_1 = 0$) спутников на своих трассах. Данные свойства непосредственно используются для решения различных частных задач оптимизации — исключение эквивалентных орбитальных структур, оптимизация размещения трасс спутников системы, оптимизация размещения спутников на трассах и т.д.

Остановимся подробнее на процедуре определения экстремумов функции периодичности в зависимости от временны́х смещений t_j, $j = 2, 3, ..., N$ спутников на трассах, представляющей наибольшую трудность в задаче оптимизации РСС в целом. Последнее связано с тем, что величины t_j, $j = 2, 3, ..., N$ определены на n-суточном временно́м интервале $[0, T_{тр}]$ повторяемости трассы при отсутствии ограничений на величину n.

Поскольку спутники регулярной системы сдвинуты вдоль своих трасс на постоянную относительную величину Δt, то задача определения положений t_j, $j = 2, 3, ..., N$ ($t_1 = 0$) спутников на трассах фактически сводит-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ся к выбору значения Δt, доставляющего минимум функции периодичности $\tau(\Delta t)$, $t \in [0, T_{тр}]$ обзора заданного района R от временного сдвига Δt спутников. Свойство функции $\tau(\Delta t)$, позволяющее разработать процедуру определения оптимальной структуры РСС, формулируется следующим образом: для фиксированного долготного сдвига $\Delta L_{тр}$ трасс регулярной системы из N спутников функция $\tau(\Delta t)$ периодичности τ обзора заданного района R от временно́го сдвига Δt спутников на трассах удовлетворяет условию Липшица на интервале $t \in [0, T_{тр}]$ с константой Липшица, равной величине $N - 1$.

Используя данное свойство, минимум функции $\tau(\Delta t)$ может быть найден с использованием известных математических методов оптимизации липшицевых функций. Наилучшая орбитальная структура РСС при фиксированном долготном сдвиге $\Delta L_{тр}$ однозначно определяется значением временно́го сдвига Δt, при котором достигается минимум функции $\tau(\Delta t)$. Оптимальная орбитальная структура РСС в целом рассчитывается путем повторения указанной процедуры для различных значений долготного сдвига $\Delta L_{тр}$ в диапазоне $[0, 2\pi/m]$ изменения данного параметра и выбора наилучшей из получающихся орбитальных структур.

Анализ возможностей регулярных СС по сравнению с ГСС (см. п. 2.5.3.1) показывает, что глобальные минимумы τ_N^* функции $\tau_N(\Delta t)$ от величины временно́го сдвига Δt спутников вдоль одной общей трассы для различных широтных поясов и различных значений ширины полос обзора спутников могут достигаться не только при значениях $\Delta t = \tau_{max} / N$, соответствующих ГСС, где τ_{max} — периодичность обзора широтного пояса одним спутником или в общем случае фронтальной группой спутников (см. п. 2.5.3.1), но и при существенно меньших значениях периодичности, которые соответствуют оптимальным РСС [1, 3]. Отсюда следует, что в общем случае ГСС соответствуют локальные минимумы функций $\tau_N(\Delta t)$, приобретающие глобальный характер лишь в отдельных частных случаях.

Достижение общих условий сравнения РСС и ГСС обеспечивается путем размещения спутников в этих системах на одинаковом числе трасс и наиболее показательно в случае размещения спутников для обоих типов СС на одной трассе.

Рассмотрим такие одномаршрутные РСС и ГСС для иллюстрации возможного выигрыша за счет применения оптимальных вариантов РСС по сравнению с формированием орбитальной структуры по принципу ГСС. Сравним $\tau_N(\Delta t)$ — величины периодичности τ_N, обеспечиваемые с помощью ГСС и оптимальных РСС с одинаковым числом N спутников в системах при $N = \{2, 3, 4, 5\}$ (здесь и далее в обозначении величины τ_N в качестве индекса наряду с символом N может использоваться само значение числа N), формируемых на ГСО кратности $m/n = 29/2$ и наклонения $i = 96°$ (высота $H = 731$ км) при ширине $П$ полос обзора спутников, равной 2 000 км (рис. 2.5.12).

На рис. 2.5.12 приведены зависимости периодичностей обзора ГСС (τ_{max} / N) и РСС (τ_N^*) как функций нижней границы φ_{min} широтного пояса наблюдения $\varphi_{min}...70°$. Закрашенной областью показана величина выигрыша $\left(\frac{\tau_{max}}{N} - \tau_N^* \right)$ в периодичности обзора за счет использования оптимальных РСС для различных широтных поясов наблюдения. Для каждой точки φ_{min} оси абсцисс выигрыш в периодичности $\left(\frac{\tau_{max}}{N} - \tau_N^* \right)$ определяется величиной закрашенного интервала линии, перпендикулярной к оси абсцисс в этой точке. Как видно из рис. 2.5.12, в рассматриваемых условиях выигрыш в периодичности для оптимальных вариантов РСС по сравнению с ГСС составляет существенные для практики баллистического проектирования величины — более 4 ч для двухспутниковых систем и более 1 ч для систем из трех, четырех и пяти спутников.

Массовые расчеты различных вариантов РСС и ГСС, проведенные в [1], показывают, что разница в периодичности для указанных СС может достигать и существенно больших величин. Так, для ГСО с параметрами $m = 61$, $n = 4$ и наклонением $i = 81°$ (высота орбит $H = 472$ км] при полосе обзора спутников шириной $П = 1330$ км для широтного пояса наблюдения 0...80° двухспутниковые ($N = 2$) ГСС и оптимальная РСС характеризуются значениями периодичности обзора $\tau_{max} / N = \tau_{max} / 2 = 30{,}1r$ и $\tau_N^* = \tau_2 = 14{,}7$ ч соответственно. В этом случае достигаемый выигрыш в периодичности составляет значительную величину 15,4 ч (более чем в два раза).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

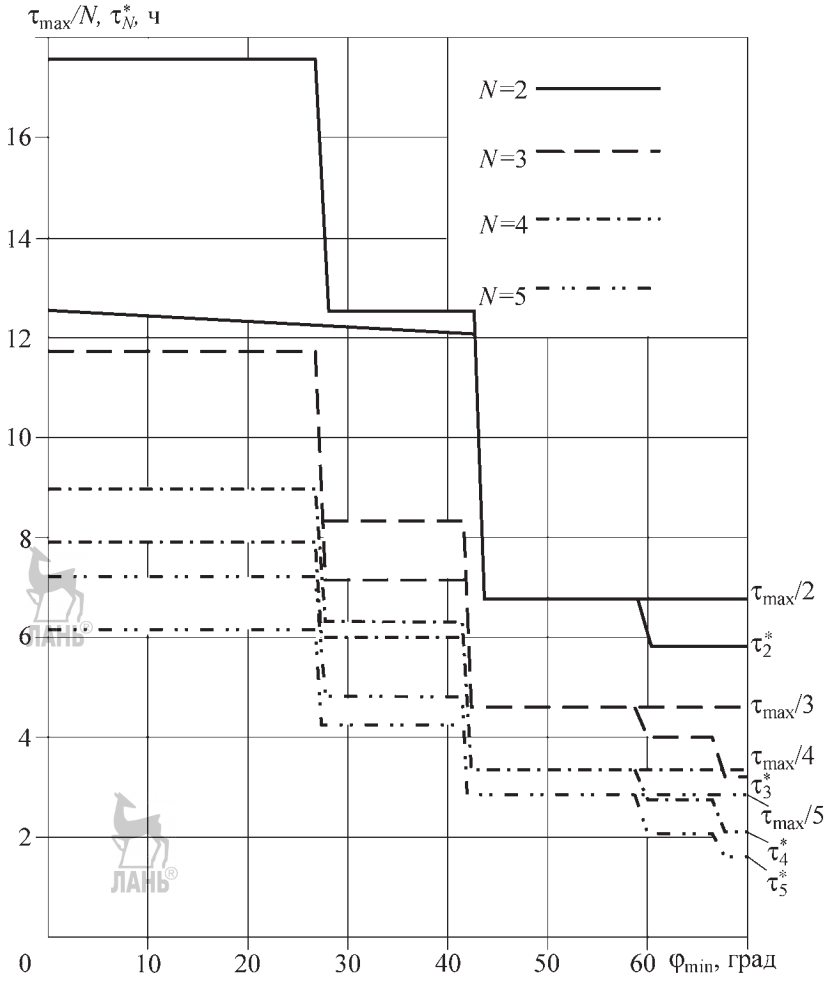


Рис. 2.5.12. Зависимость периодичности обзора широтного пояса φ_{min} ... 70° от величины φ_{min} для гарантированной (τ_{max}/N) и оптимальной регулярной (τ^*_N) систем из $N = \{2, 3, 4, 5\}$ спутников, имеющих полосу обзора ширины П = 2000 км, для одинаковых параметров орбит: $m = 29$, $n = 2$, $i = 96°$, $H = 731$ км

Указанный выигрыш можно трактовать в терминах уменьшения потребного числа спутников в системе, если принять во внимание, что четырехспутниковая ($N = 4$) ГСС в рассматриваемых условиях ($m = 61$, $n = 4$, $i = 81°$, $H = 472$ км, П = 1330 км, широтный пояс наблюдения 0...80°) обеспечивает периодичность 15,1 ч. Сравнение характеристик такой четырехспутниковой ГСС и двухспутниковой ($N = 2$) оптимальной РСС показывает, что использование последней приводит к уменьшению в два раза (на два спутника) потребного числа спутников в системе.

Таким образом, оптимизация в классе РСС в общем случае приводит к существенно лучшим орбитальным структурам, которые зачастую в несколько раз превосходят рассчитанные по принципу ГСС. В общем случае превосходство оптимальных РСС над соответствующими вариантами ГСС в одинаковых условиях сравнения может быть ориентировочно охарактеризовано соотношением [1]:

$$1{:}\,3{,}6 \le \tau_R : \tau_G \le 1{:}1, \qquad (2.5.36)$$

где τ_R, τ_G — периодичности обзора для оптимальных РСС и ГСС соответственно.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При этом в подавляющем большинстве случаев значения величин τ_G и τ_R отличаются между собой, совпадая лишь в отдельных частных случаях, которые нетрудно априори предвидеть (с учетом того, что ГСС являются частным случаем РСС). Действительно, имеющиеся случаи совпадения τ_G и τ_R можно теоретически объяснить: они имеют тенденцию быть в достаточно тривиальных ситуациях при соответствии ширины полос обзора спутников системы малым кратностям l покрытия наблюдаемого района одиночным спутником в течение периода повторяемости трасс и всегда происходят при однократном ($l = 1$) таком покрытии (здесь кратность l соответствует п. 2.5.3.4). В указанных частных случаях, когда потоки наблюдений одиночных спутников невелики по численности и просты по структуре, оптимум на множестве РСС не может не достигаться на множестве ГСС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Разумный Ю.Н.** Каталог оптимальных вариантов регулярных спутниковых систем периодического обзора Земли: В 4-х т. М.: Минобороны, 1995. Т. 1. 95с. Т. 2. 93 с. Т. 3. 95 с. Т. 4 93 с.

2. **Разумный Ю.Н.** Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 104 с.

3. **Разумный Ю.Н.** Маршрутная теория и результаты оптимизации спутниковых систем периодического обзора районов Земли (регулярные и оптимальные системы) // Тр. II Междунар. конф. «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы», 18–21 ноября 2003 г. Москва. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. Ч. 1. С. 118–137.

2.5.3.3. Элементы маршрутной теории оптимизации спутниковых систем периодического обзора

Маршрутная теория оптимизации СС периодического обзора построена путем обобщения метода оптимизации РСС (см. п. 2.5.3.2) для случая оптимизации произвольных орбитальных структур. Из определения РСС следует, что любая оптимальная двухспутниковая ($N = 2$) РСС абсолютно оптимальна. Действительно, поскольку в определении РСС два параметра фазовой структуры, определяющие размещение трасс спутников и положение спутников на своих трассах, являются свободными, то для случая двух спутников в системе имеем по сути произвольную орбитальную структуру. С учетом изложенного развитие рассмотренного в п. 2.5.3.2 теоретического аппарата состоит в его обобщении на случай трех и более спутников в системе. Проведенные в этом направлении исследования привели к выявлению особых свойств функции периодичности обзора для СС произвольной орбитальной структуры (и любого численного состава), состоящих в формулировании более жестких условий, чем условие Липшица [1–4].

Указанные условия базируются на рассмотрении так называемой *маршрутной СС* (*МСС*) в качестве математической абстракции произвольной СС. Использование понятия МСС связано с заменой вектора (2.5.3) баллистических характеристик, в частности вектора (2.5.4) параметров орбитальной структуры СС, соответственно векторами:

$$\boldsymbol{S}_N = \{\boldsymbol{S}_j\},\ \boldsymbol{S}_j = (m/n, i, L_j,\ t_j),\ j = \overline{1, N}; \quad (2.5.37)$$

$$\boldsymbol{O}_N = \{\boldsymbol{O}_j\},\ \boldsymbol{O}_j = (L_j, t_j),\ \ j = \overline{1, N}, \quad (2.5.38)$$

где m/n и i — кратность и наклонение соответственно геосинхронной орбиты, однозначно характеризующие ее высоту H; L_j, t_j — долгота трассы и временно́е положение спутника соответственно на этой трассе, находящиеся во взаимно однозначном соответствии с классической парой параметров (Ω_j, u_j), характеризующей фазовую структуру СС в соответствии с выражением (2.5.4).

Допущения (2.5.37) и (2.5.38) определяющие МСС, с практической точки зрения не приводят к ограничению области возможных орбитальных построений ни по высоте H и наклонению i орбит спутников, ни по относительному положению спутников на этих орбитах. Действительно, бесконечное дискретное множество $\{H_\Gamma\}$ высот геостационарных орбит, соответствующих различным кратностям m/n и фиксированному наклонению i, соотносится с непрерывным множеством $\{H\} \supset \{H_\Gamma\}$ всех возможных значений H как область рациональных и действительных чисел на любых закрытых интервалах оси изменения высоты H. Это непосредственно следует из определения чисел m и n в соответствии с выражением (2.5.35) и физического смысла остальных рассматриваемых величин. Одновременно известно, что для любого действительного числа в закрытом интервале может быть найдено

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сколь угодно близкое ему рациональное число (теорема Кантора–Дедекинда).

Поэтому для любых фиксированных значений $H = H_0$, $i = i_0$ может быть подобрана кратность m/n геосинхронной орбиты с наклонением $i = i_0$ и сколь угодно близкой к величине H_0 высотой H. Отсюда непосредственно следует, что допущения, определяющие МСС, практически не сужают область возможных орбит спутников. Одновременно тот факт, что при задании орбитальной структуры МСС на движение спутников по трассам не накладывается никаких ограничений, свидетельствует об отсутствии каких-либо ограничений на фазовую структуру системы в целом.

Основная трудность оптимизации произвольных орбитальных структур, как и в рамках ограниченного класса РСС (см. п. 2.5.3.2), состоит в определении оптимальных начальных временны́х положений t_j, $j=\overline{2,N}$ спутников системы на своих трассах. Это обусловлено тем, что величины t_j, $j=\overline{2,N}$ определены на n-суточном временно́м интервале $[0, T_{\text{тр}}]$ повторяемости трассы при отсутствии каких-либо ограничений на величину n.

Рассмотрим, в чем состоит свойство функции периодичности обзора заданного района, заданной на множестве возможных положений t_j, $j=\overline{2,N}$ спутников на своих трассах, позволяющее практически реализовать процедуру оптимизации фазовой структуры СС для заданных значений кратности m/n и наклонения i орбит и фиксированных долгот L_j, $j=\overline{2,N}$ трасс спутников системы.

Пусть на трассах с долготами L_j, $j=\overline{2,N}$ заданы положения t_{j0}, $j=\overline{2,N}$ спутников относительно положения первого спутника ($L_1 = t_1 = 0$), характеризующие некоторый нулевой (начальный) вариант $\boldsymbol{O}_{N0}$ орбитальной структуры СС:

$$\boldsymbol{O}_{N0} = \{\boldsymbol{O}_{j0}\},\ \boldsymbol{O}_{j0} = (L_j, t_{j0}),\ \ j=\overline{2,N}. \quad (2.5.39)$$

Пусть также заданы положения спутников:

$$t_{j1} = t_{j0} + \Delta t_j,\ \ j=\overline{2,N}, \quad (2.5.40)$$

характеризующие орбитальную структуру

$$\boldsymbol{O}_{N1} = \{\boldsymbol{O}_{j1}\},\ \boldsymbol{O}_{j1} = (L_j, t_{j1}),\ \ j=\overline{2,N}. \quad (2.5.41)$$

Орбитальная структура (2.5.41) получена путем трансформирования нулевого варианта (2.5.39) с помощью временны́х сдвигов вдоль своих трасс $N-1$ спутников на величины Δt_j, $j=\overline{2,N}$.

Пусть τ_0, τ_1 — значения периодичности обзора заданного района R Земли спутниковыми системами, имеющими соответственно орбитальные структуры (2.5.39) и (2.5.41).

В этом случае справедливо неравенство [1]

$$|\tau_0 - \tau_1| \le \Delta t, \quad (2.5.42)$$

где

$$\Delta t = \begin{cases} \max\{|\Delta t_{\min}|, |\Delta t_{\max}|\}, & \Delta t_{\min}\Delta t_{\max} \ge 0; \\ \Delta t_{\max} - \Delta t_{\min}, & \Delta t_{\min}\Delta t_{\max} < 0; \end{cases} \quad (2.5.43)$$

$$\Delta t_{\min} = \min_j \Delta t_j,\ \Delta t_{\max} = \max_j \Delta t_j,\ j=\overline{2,N}. \quad (2.5.44)$$

Величина Δt называется *фазовым сдвигом* (сдвигом) *орбитальной* (фазовой) *структуры* СС. В соответствии с (2.5.43) и (2.5.44) под сдвигом фазовой структуры Δt понимается абсолютное значение максимального из сдвигов положений отдельных спутников системы, если все эти сдвиги осуществляются в одном (положительном или отрицательном) направлении, или разность между величинами максимального (положительного) и минимального (отрицательного) из указанных сдвигов, если их направления различны.

С учетом этого неравенство (2.5.42) можно трактовать в виде следующего утверждения: временные сдвиги в положениях на своих трассах спутников системы могут приводить к изменению (увеличению или уменьшению) периодичности обзора заданного района лишь на величины, не превышающие соответствующего им сдвига фазовой структуры СС.

На основе этого утверждения следующим образом может быть построена теоретическая база оптимизации орбитальной структуры СС.

Пусть на некотором промежуточном этапе оптимизации орбитальной структуры получен ее нулевой вариант $\boldsymbol{O}_{N0}$ вида (2.5.39), характеризуемый периодичностью τ_0 обзора заданного района R. Пусть также к моменту получения $\boldsymbol{O}_{N0}$ уже известна некоторая хоть сколько-нибудь лучшая орбитальная структура $\boldsymbol{O}^*_N$, обеспечивающая меньшую периодичность $\tau^* < \tau_0$ обзора того же района R. Данное допущение связано с выбором начального приближения и обсуждается далее.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Тогда множество всех фазовых структур $\boldsymbol{O}_{N1}$ вида (2.5.41), получаемых из $\boldsymbol{O}_{N0}$ путем изменения положений спутников на величины Δt_j, $j=\overline{2,N}$ и удовлетворяющих с учетом связей (2.5.43), (2.5.44) условию

$$\Delta t \le \tau_0 - \tau^*, \qquad (2.5.45)$$

не содержит фазовых структур с периодичностью τ_1 обзора района R, меньшей величины τ^*:

$$\tau_1 \ge \tau^*. \qquad (2.5.46)$$

Неравенство (2.5.46) означает, что любые изменения в положениях на своих трассах спутников исходной орбитальной структуры СС, которым соответствуют значения фазовых сдвигов орбитальной структуры, не превышающие разности между периодичностями обзора с помощью этой исходной структуры и известной лучшей структуры, не могут привести к получению орбитальной структуры, улучшающей последнюю.

Доказательство данного утверждения непосредственно вытекает из справедливости неравенства (2.5.42). Действительно, пусть неравенство (2.5.46) не выполняется, т.е.

$$\tau_1 < \tau^*. \qquad (2.5.47)$$

Тогда временны́е сдвиги положений спутников на величины Δt_j, $j=\overline{2,N}$, удовлетворяющие с учетом (2.5.43) (2.5.44) условию (2.5.47), должны приводить к изменению $\tau_0 - \tau_1$ периодичности, превышающей сдвиг Δt фазовой структуры системы: $\tau_0 - \tau_2 > \Delta t$. Последнее неравенство противоречит ранее рассмотренному утверждению (2.5.42). Следовательно, предположение (2.5.47) не верно, и неравенство (2.5.46) можно считать доказанным.

Вытекающее из неравенства (2.5.46) сформулированное выше утверждение непосредственно дает теоретическую базу оптимизации размещения спутников системы на своих маршрутах, исключающую необходимость полного перебора множества возможных орбитальных структур, соответствующих всем узлам сетки координат t_j, $j=\overline{2,N}$.

Таким образом, в соответствии с данным утверждением нет необходимости проверять на наличие экстремума все положения t_j, $j=\overline{2,N}$ спутников, попадающие в Ξ-окрестность каждой «проверенной» точки t_{j0}, $j=\overline{2,N}$ $(N-1)$-мерного пространства (в приведенных выше рассуждениях этой точке соответствует нулевая орбитальная структура $\boldsymbol{O}_{N0}$, обеспечивающая периодичность τ_0), когда из предыдущего опыта известна хотя бы немного более лучшая (чем $\boldsymbol{O}_{N0}$) структура $\boldsymbol{O}^*_N$, обеспечивающая периодичность $\tau^* < \tau_0$.

Здесь под Ξ-окрестностью фиксированной точки t_{j0}, $j=\overline{2,N}$ понимается подмножество точек t_j, $j=\overline{2,N}$ указанного $(N-1)$-мерного пространства, для которых фазовые сдвиги Δt орбитальной структуры не превышают разности $\tau_0 - \tau^*$. Следовательно, любая орбитальная структура из указанной окрестности точки t_{j0}, $j=\overline{2,N}$ в соответствии с неравенством (2.5.46) должна характеризоваться периодичностью обзора $\tau_1 \ge \tau^*$ и «проверять» ее на экстремум не требуется.

Рассмотрим содержание получающейся оптимизационной процедуры на примере поддающегося наглядной геометрической интерпретации двухмерного случая $(N-1)$-мерного пространства параметров t_j, $j=\overline{2,N}$, соответствующего числу $N = 3$ спутников в системе. Из (2.5.43), (2.5.44) имеем, что фазовый сдвиг Δt трехспутниковой орбитальной структуры, соответствующий некоторым сдвигам $\Delta t_2, \Delta t_3$ оптимизируемых второго и третьего спутников, определяется выражением

$$\Delta t = \begin{cases} \max\{|\Delta t_2|, |\Delta t_3|\}, & \Delta t_2 \Delta t_3 \ge 0; \\ |\Delta t_2 - \Delta t_3|, & \Delta t_2 \Delta t_3 < 0. \end{cases} \qquad (2.5.48)$$

На рис. 2.5.13. изображена геометрическая интерпретация процедуры оптимизации положений спутников на трассах (на примере трехспутниковой системы).

Ξ-окрестность каждой проверяемой на экстремум точки типа (t_{20}, t_{30}) в рассматриваемом случае является плоской фигурой, представленной на рис. 2.5.13 в координатах t_2, t_3, где граница Ξ-окрестности каждой из этих координат определяется величиной $\delta = \tau_0 - \tau^* \Xi$.

С учетом этого решение задачи синтеза оптимального сочетания параметров t_2, t_3 приводящего к наименьшей обеспечиваемой трехспутниковой системой периодичности обзора

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

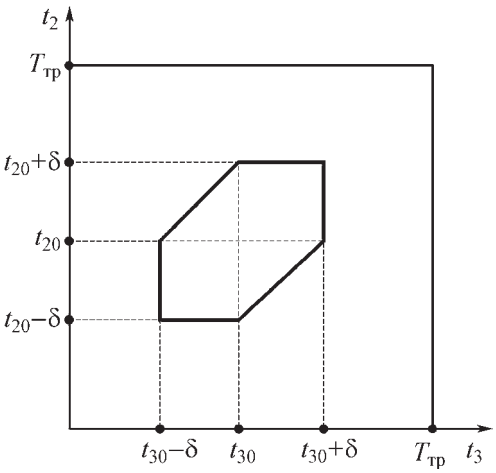


Рис. 2.5.13. Геометрическая интерпретация процедуры оптимизации положений спутников на трассах (на примере трехспутниковой системы)

заданного района, сводится к абстрактной задаче заполнения площади квадрата

$$(t_2, t_3):\{0 \le t_2 \le T_{тр};\ 0 \le t_3 \le T_{тр}\} \qquad (2.5.49)$$

фигурами представленного на рис. 2.5.13 вида, проверяя на экстремум лишь точки типа (t_{20}, t_{30}).

В общем (N – 1)-мерном случае, когда система состоит из N спутников и сдвиг Δt фазовой структуры определяется выражениями (2.5.43), (2.5.44), процедура поиска оптимального размещения спутников представляет собой абстрактную вычислительную задачу, которая состоит в последовательном заполнении объема гиперкуба

$$(t_j, j=\overline{2, N}):\{0 \le t_j \le T_{тр}, j=\overline{2,\ N}\} \qquad (2.5.50)$$

Ξ-окрестностями отдельных, выбираемых для расчета точек

$$t_{jk}, j=\overline{2, N},\ k=1,2,3,.... \qquad (2.5.51)$$

При этом лишь точки (2.5.51) проверяются на экстремум. Рассчитываемые в них оценки периодичности обзора

$$\tau_{0k} = \tau_{0k}(t_{jk}, j=\overline{2, N}),\quad k=1,2,3,... \qquad (2.5.52)$$

используются для итерационного уточнения текущего оптимума τ^* в соответствии с рекуррентной формулой:

$$\tau_1^*, \tau_k^* = \min(\tau_{0k-1}, \tau_{k-1}^*),\quad k=2,3,4,.... \qquad (2.5.53)$$

Точки же пространства параметров t_j, $j=\overline{2, N}$, попадающие в определяемые условиями

$$\Delta t \le \tau_{0k} - \tau_k^*,\quad k=1,2,3,... \qquad (2.5.54)$$

Ξ-окрестности точек (2.5.51), исключаются из рассмотрения, поскольку в соответствии с утверждением (2.5.46) они заведомо не могут улучшить текущий оптимум τ^*.

В качестве начального приближения (значения τ_1^* в (2.5.53)) можно задавать значение периодичности обзора, соответствующее оптимальной РСС. Это обеспечивает сходимость при условии корректного задания других исходных данных.

Для проведения оптимизации орбитальной структуры СС в целом рассмотренная процедура оптимизации положений t_j, $j=\overline{2, N}$, спутников на трассах реализуется в сочетании с оптимизацией долгот L_j, $j=\overline{2, N}$, трасс спутников системы при обеспечении дополнительного сужения области оптимизации параметров t_j, L_j, $j=\overline{2, N}$, за счет исключения так называемых эквивалентных орбитальных структур. Данные структуры отличаются численными значениями параметров t_j, L_j, $j=\overline{2, N}$, но обеспечивают одинаковые значения периодичности [1].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Разумный Ю.Н.** Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора. М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 104 с.

2. **Разумный Ю.Н.** Маршрутная теория и результаты оптимизации спутниковых систем периодического обзора районов Земли (регулярные и оптимальные системы) // Тр. II Междунар. конф. «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы», 18–21 ноября 2003 г., Москва. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. Ч. 1. С. 118–137.

3. **Разумный Ю.Н.** Введение в теорию оптимального проектирования спутниковых систем периодического обзора [Электронный ресурс] // Тр. МАИ. [сайт] [2009] URL: http://www.mai.ru/publications/index.php?ID=8249 (дата обращения: 24.01.2009).

4. **Razoumny Yu.N.** Route Theory for Optimal Design of Satellite Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earjth-Orbits // Proc. of the 56th Intern. Astronautical Congress, October 17–21, 2005, Fukuoka, Japan. IAC-05-C1.P.02. 11 p.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.5.3.4. Некоторые закономерности оптимальных решений

Как отмечалось ранее, целевая функция задачи периодического обзора, в отличие от задачи непрерывного обзора, существенно зависит от вращения Земли. По этой причине орбитальная структура оптимальной СС периодического обзора находится в сильной зависимости от высоты орбит спутников. Следствием этого является то, что анализ возможных орбитальных структур периодического обзора целесообразно проводить для фиксированных протяженных диапазонов допустимого изменения высоты формирования СС. Для любого такого диапазона высот могут быть определены так называемые *уровенные поверхности периодичности обзора* — поверхности в пространстве параметров «периодичность обзора – высота орбит – ширина полос обзора спутников» при фиксированных значениях наклонения орбит спутников [1–4].

На рис. 2.5.14 показан фрагмент такой уровенной поверхности периодичности обзора

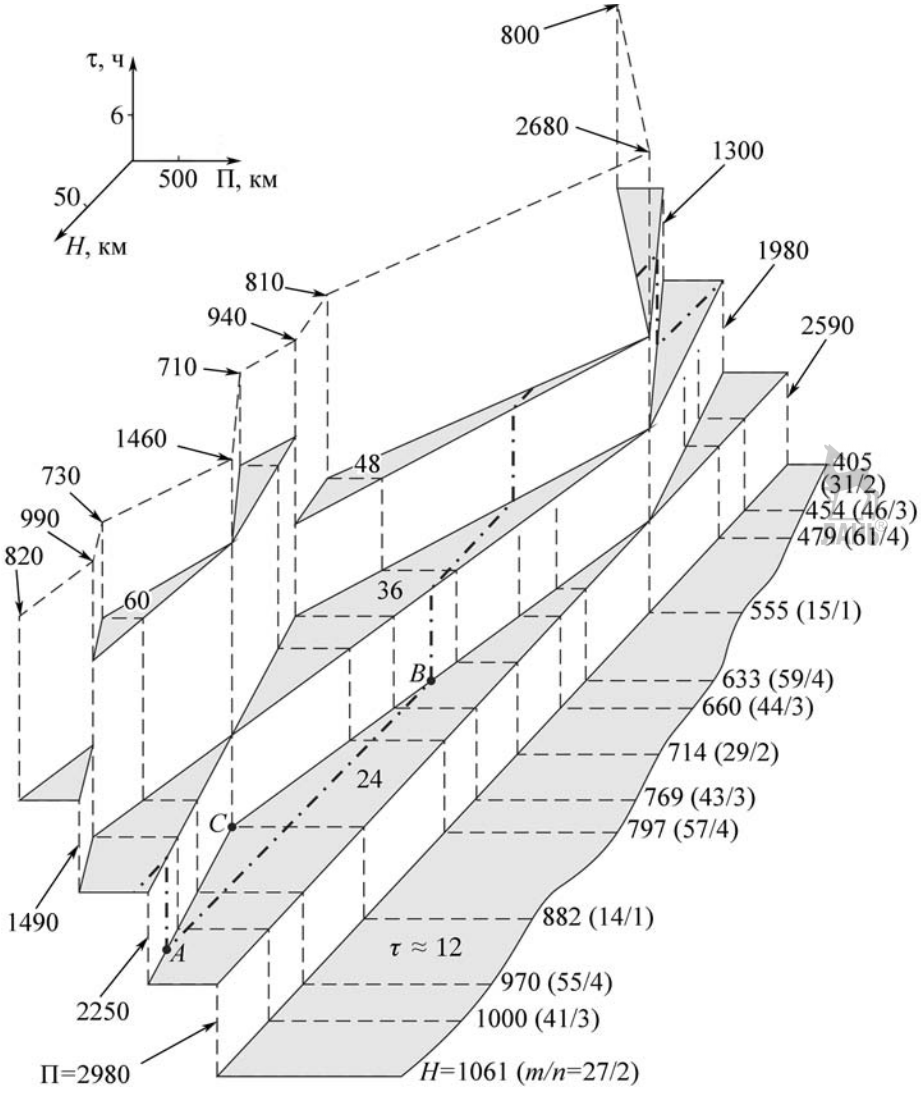


Рис. 2.5.14. Уровенная поверхность периодичности обзора для одиночного спутника в диапазоне высот 405...1061 км при наклонении $i = 85°$ и широтном поясе наблюдения 0...70°

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

широтного пояса 0...70° для простейшей системы из одного спутника, движущегося по орбите с наклонением $i = 85°$. Для систем из большего числа спутников (двух и более) целесообразно проводить анализ таких же уровенных поверхностей периодичности обзора заданного района (вместо изучения отдельных частных вариантов оптимальных СС) при условии оптимального выбора орбитальной структуры для каждой точки плоскости «высота орбит – ширина полосы обзора спутников» в заданных условиях расчета уровенной поверхности (наклонение орбит, район наблюдения и др.).

Действительно, из [5] известно, что оптимальные (наименьшие) величины периодичности обзора достигаются не для одного варианта орбитальной структуры, а для бесконечного подмножества орбитальных структур, характеризуемых такой оптимальной величиной периодичности. По этой причине решение классической задачи периодического обзора практически сводится к нахождению любого варианта орбитальной структуры, характеризуемого оптимальным значением периодичности. Уровенные поверхности для многоспутниковых систем характеризуют достижимые значения наилучших (минимальных) значений периодичности, каждое из которых может быть практически реализовано на указанном подмножестве оптимальных орбитальных структур.

В каждом своем сечении, задаваемом фиксированным значением высоты орбит в заданном диапазоне действительных чисел (или кратности m/n ГСО в соответствующем диапазоне ограниченного множества рациональных чисел (см. п. 2.5.3), уровенная поверхность имеет так называемую *уровенную линию* периодичности обзора — зависимость периодичности обзора, обеспечиваемой СС с оптимальной орбитальной структурой, от ширины полос обзора спутников системы. Можно показать, что в случае, когда орбитальная структура определяется не оптимальным образом, получающиеся уровенные линии периодичности обзора для близких значений высот не «стыкуются» друг с другом. Следовательно, они не создают единой, физически понятной трехмерной поверхности «периодичность обзора — высота орбит — ширина полос обзора спутников». Данная ситуация имеет место, например, в случае построения уровенной поверхности периодичности обзора, ограничиваясь классом гарантированных СС (см. п. 2.5.3.1, 2.5.3.2).

На рис. 2.5.15 изображена уровенная поверхность для оптимальной двухспутниковой СС ($N = 2$). Данная уровенная поверхность рассчитана на основе оптимизации орбитальной структуры в классе регулярных СС, содержащих для случая двух спутников в системе (см. п. 2.5.3.2) абсолютно оптимальные орбитальные структуры, характеризуемые наименьшими достижимыми значениями периодичности обзора. Из рис. 2.5.15 видно, что здесь уровенные линии для различных значений высоты H (кратностей m/n орбит) плавно переходят друг в друга и «укладываются» в уровенную поверхность, схожую с поверхностью для одиночного спутника.

Для трех и большего числа спутников в системе аналогичные уровенные поверхности могут быть получены расчетом оптимальной орбитальной структуры с использованием теоретического подхода, изложенного в п. 2.5.3.3. Без принципиальных ограничений проведение расчетов столь же масштабных, как и в случаях, представленных на рис. 2.5.14 и 2.5.15, здесь сопряжено с рядом трудностей технического характера.

Базируясь на полномасштабных расчетах одно- и двухспутникового оптимального обзора, а также на фрагментарных расчетах характеристик оптимального обзора с помощью трех и более спутников в системе, можно указать ряд общих закономерностей локализации оптимальных решений задачи периодического обзора [1–5]. Рассмотрим эти закономерности на основе анализа уровенных поверхностей периодичности обзора для N-спутниковой системы ($N > 1$).

Из сравнения рис. 2.5.14 и рис. 2.5.15 видно, что уровенные поверхности для односпутникового и двухспутникового оптимального обзора схожи по своему общему виду. Как показывают проведенные расчеты отдельных участков уровенных поверхностей для трех и большего числа спутников в системе, такая повторяемость в основных своих чертах свойственна уровенным поверхностям периодичности обзора с помощью СС любого численного состава. Тот факт, что отдельные уровенные линии периодичности естественным образом укладываются на шкале высот, является косвенным призна-

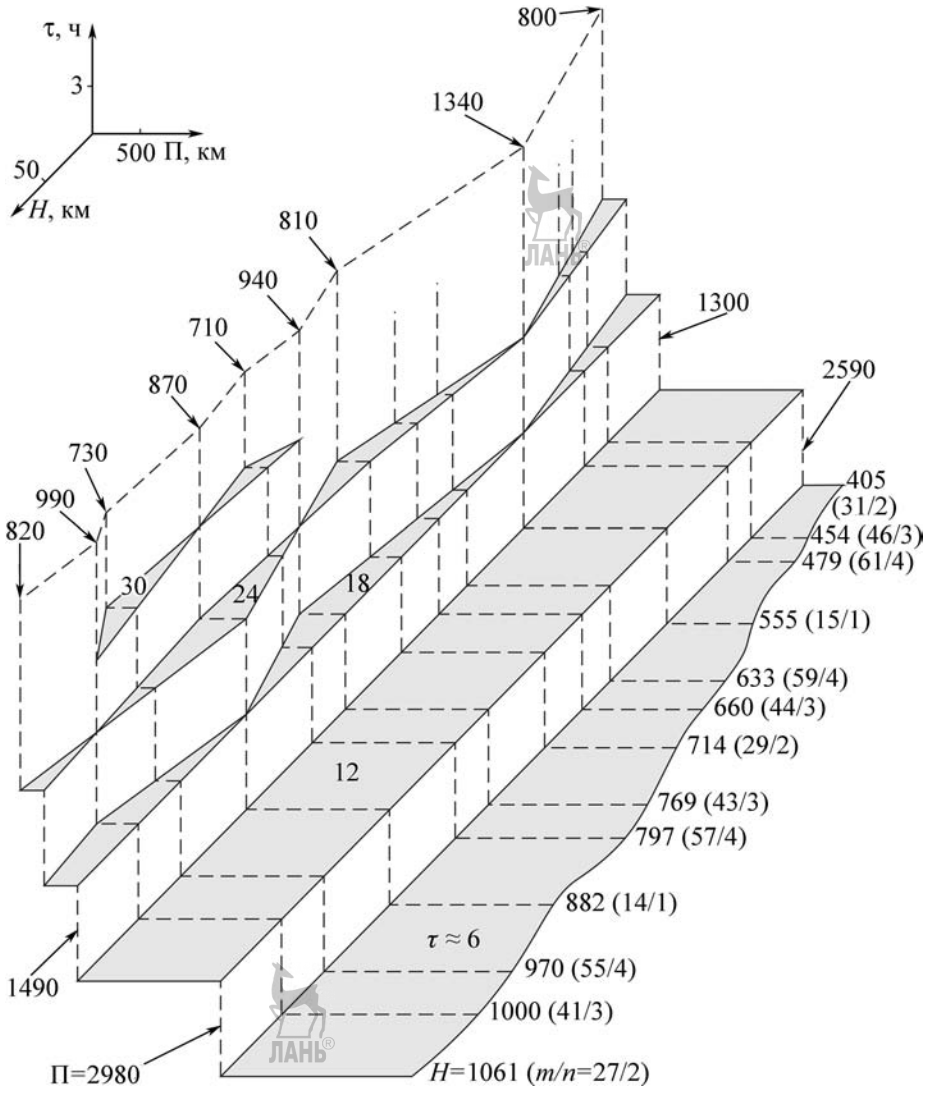


Рис. 2.5.15. Уровенная поверхность периодичности обзора для оптимальной двухспутниковой системы в диапазоне высот 405...1061 км при наклонении i = 85° и широтном поясе наблюдения 0...70°

ком правильности используемого математического аппарата поиска оптимальных вариантов СС.

Уровенная поверхность периодичности всегда имеет разрывный характер. При этом отдельные ее «куски» почти параллельны плоскости «полоса–высота» и находятся на уровнях некоторых периодичностей τ, приблизительно кратных половине суток для односпутникового наблюдения (см. рис. 2.5.14), четверти суток для двухспутникового наблюдения (см. рис. 2.5.15) и в общем случае $1/2N$ части суток для N-спутникового наблюдения.

В направлении уменьшения периодичности τ (увеличения ширины П полос) уровенная поверхность ограничена значениями П, соответствующими нулевому (заданному минимальному) углу места спутника относительно плоскости местного горизонта объектов наблюдения (находятся за пределами рис. 2.5.14, 2.5.15, справа от них).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В направлении увеличения периодичности τ обзора (уменьшения П) в любом своем сечении, характеризуемом высотой ГСО заданной кратности

$$m / n = \text{const} \qquad (2.5.55)$$

(при отсутствии ограничений на число n), уровенная поверхность ограничена некоторым предельным значением величины τ, зависящим от периода повторяемости $T_{тр}$ трассы спутника на ГСО данной кратности m/n.

Однако в любом сколько-нибудь продолжительном диапазоне высот уровенная поверхность в рассматриваемом направлении становится бесконечной. Это следует из возможности сколь угодно большого повышения дискретности множества ГСО, имеющихся в фиксированном диапазоне высот, путем увеличения числа n эффективных суток в периоде повторяемости трасс спутников (см. п. 2.5.5.3). В пределе с увеличением n «нулевой» ширине П полосы соответствует периодичность обзора $\tau \to \infty$.

На рис. 2.5.14 уровенная поверхность представлена до величины $\tau \approx 60$ ч, на рис. 2.5.15 — $\tau \approx 30$ ч. Прерывистыми линиями на обоих рисунках показаны линии равных кратностей m/n, n = 1...4.

Уменьшение периодичности τ в любом сечении (2.5.55) с увеличением ширины П полосы происходит скачкообразно: функция τ(П) претерпевает разрывы первого рода (в целях повышения наглядности некоторые малые скачки периодичности на рис. 2.5.14, 2.5,15 сглажены, а соответствующие значения функции τ(П) приведены в усредненном виде).

Каждый «кусок» уровенной поверхности не строго параллелен плоскости «полоса–высота», а наклонен к ней под небольшими углами таким образом, что периодичность обзора возрастает с увеличением высоты H при П = const и остается постоянной с изменением ширины П при H = const. Такой наклон «кусков» уровенной поверхности объясняется тем, что различным точкам любого такого «куска» соответствуют однотипные по структуре оптимальные последовательности сеансов наблюдения (потоки наблюдений), которые и определяют наибольший возможный перерыв в наблюдениях (т.е. периодичность τ обзора). Числовое значение для этого максимального перерыва зависит от драконического периода $T_{др}$ обращения спутника таким образом, что для двух различных высот H_1, H_2 с драконическими периодами $T_{др\,1}, T_{др\,2}$ значения τ_1, τ_2 периодичности соотносятся в соответствии с выражением $\tau_1 : \tau_2 = T_{др\,1} : T_{др\,2}$, что и предопределяет указанное изменение периодичности для точек каждого «куска» уровенной поверхности.

Каждой точке «куска» уровенной поверхности при N = 1 (см. рис. 2.5.14) соответствует строго определенный поток наблюдений критической точки наблюдаемого района, поскольку такой точке соответствует и единственно определенная простейшая односпутниковая орбитальная структура. Вместе с тем ситуация при $N > 1$ и, в частности, при N = 2 (рис. 2.5.15) выглядит несколько иначе. Каждой точке «куска» уровенной поверхности соответствуют однотипные оптимальные потоки наблюдения критической точки, но соответствовать ей в общем случае могут разные орбитальные структуры.

С точки зрения практики это нисколько не ухудшает ситуацию, поскольку чаще всего нас интересует любая из СС с лучшими характеристиками. В противном случае имеем возможность оптимизации по дополнительным интересующим критериям на множестве указанных систем, являющихся оптимальными с точки зрения минимума периодичности обзора.

Важной особенностью уровенной поверхности периодичности обзора для СС любого численного состава является качественная повторяемость ее формы при изменении высоты орбит спутников с периодом, соответствующим перемене кратности $k = m/n$ как действительного числа на две единицы, например, изменению кратности суточной (n = 1) орбиты с 14/1 = 14 на 16/1 = 16 или кратности двухсуточной (n = 2) орбиты с 27/2 = 13,5 на 31/2 = = 15,5. Последний указанный диапазон изменения кратности $m/n \in [27/2, 31/2]$ показан на рис. 2.5.14, 2.5.15. Можно показать, что при соответствующей компенсации увеличения линейного размера ширины П полосы за счет изменения высоты H можно обеспечить совпадение сечений каждой уровенной поверхности на границах указанного интервала. Это приводит к возможности унификации расчетов характеристик уровенных поверхностей для многоспутникового оптимального периодического обзора и сведению данной задачи к изучению уровенных поверхностей только в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

указанных базовых интервалах изменения кратностей (высот) орбит.

Из анализа уровенных поверхностей периодичности обзора в указанном базовом интервале высот можно обнаружить следующую особенность локализации экстремумов функции $\tau(H, \Pi)$ и $\Pi(H, \tau)$. Такие экстремумы имеют тенденцию размещаться на уровенной поверхности в районах высот H, соответствующих геосинхронным орбитам с меньшими периодами повторяемости трасс спутников (с меньшим числом n эффективных суток в этом периоде). Так, для односпутникового обзора (рис. 2.5.14) локальный минимум величины Π при $\tau_{max} \approx 24$ ч соответствует ГСО кратности $m/n = 14/1$, при $\tau_{max} \approx 36$ ч $m/n = 41/3, 43/3$, при $\tau_{max} \approx 48$ ч $m/n = 27/2, 29/2, 31/2$, при $\tau_{max} \approx 60$ ч $m/n = 55/4, 57/4$ и т.д.

Для оптимального двухспутникового обзора (рис. 2.5.15) аналогичные локальные экстремумы располагаются чаще. Данным экстремумам соответствуют следующие кратности: на уровне $\tau_{max} \approx 18$ ч $m/n = 43/3, 41/3$, $\tau_{max} \approx 24$ ч $m/n = 14/1, 31/2, 29/2, 27/2$, $\tau_{max} \approx 30$ ч $m/n = 57/4, 55/4$, $\tau_{max} \approx 36$ ч $m/n = 41/3, 43/3$ и т.д.

Локальные минимумы периодичности τ располагаются в районах тех же геосинхронных орбит, попадая в зависимости от реализуемой максимальной ширины Π_{max} полосы на уровень того или иного значения τ.

Указанная особенность расположения экстремумов функций $\tau(H, \Pi)$, $\Pi(H, \tau)$ в равной степени относится как к интересующим нас минимумам, так и к максимумам этих функций. Действительно, например, для односпутникового обзора (рис. 2.5.14) в районе геосинхронной орбиты кратности $m/n = 15/1$ при любых $\tau_{max} > 24$ ч могут иметь место только максимумы ширины полосы. Более того, указанная особенность расположения локальных экстремумов рассматриваемых функций на уровенной поверхности не означает, что эти экстремумы «идут» строго в соответствии с возрастанием числа n эффективных суток в периоде повторяемости трассы. Имеется лишь общая тенденция в их размещении указанным выше образом. Например, кратностям $m/n = 44/3, 59/4, 61/4, 46/3$ с относительно малыми числами эффективных суток n для приведенных на рис. 2.5.14, 2.5.15 случаев односпутникового и оптимального двухспутникового обзора не соответствуют локальные экстремумы ни одной из указанных двух функций. Этим кратностям соответствуют экстремумы на участках уровенных поверхностей, лежащих за пределами данных рисунков и относящихся к бóльшим значениям периодичности τ. Проиллюстрированная ранее на примере одно- и двухспутникового оптимального обзора особенность локализации экстремумов функций $\tau(H, \Pi)$ и $\Pi(H, \tau)$ присуща уровенным поверхностям для любого многоспутникового оптимального периодического обзора.

Изложенные особенности уровенных поверхностей имеют характер общих закономерностей и могут быть успешно использованы при решении различных практических задач оптимизации высоты орбит и фазовой структуры СС. Так, для решения классической задачи периодического обзора (минимизации периодичности обзора при заданном значении ширины $\Pi = \Pi_{max}$ полосы обзора) достаточно выявить точки линии пересечения уровенной поверхности с поверхностью $\Pi = \Pi_{max}$, имеющие наименьшую координату τ. Видно, что даже в случае односпутникового периодического обзора решение такой задачи (по сути выбора только высоты орбиты спутника) имеет существенно не тривиальный характер.

Действительно, на рис. 2.5.14 в качестве примера штрих-пунктиром показана линия пересечения указанных выше двух поверхностей для $\Pi_{max} = 2\,000$ км. Наименьшую периодичность τ обзора имеют точки участка AB этой линии (рис. 2.5.14). Соответствующий этому участку диапазон высот является наилучшим с точки зрения осуществления односпутникового обзора с минимальной периодичностью для указанной ширины $\Pi_{max} = 2\,000$ км полос обзора в рассматриваемых условиях.

В случае решения другой практически важной задачи — минимизации потребной ширины полос обзора спутников при заданном ограничении на периодичность $\tau = \tau_{max}$ обзора анализ уровенных поверхностей периодичности также оказывается весьма полезным. Для решения этой задачи оказывается достаточным найти точки уровенной поверхности, имеющие по возможности меньшую координату Π при условии их расположения не выше плоскости $\tau = \tau_{max}$. Например, в условиях рис. 2.5.14 для односпутникового обзора с ограничением на периодичность $\tau = 30$ ч оптимальный вариант выбора высоты орбиты спутника соответствует точке C.

Для решения различных практических задач нет необходимости проводить трудоемкие

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

расчеты по подробному геометрическому построению уровенных поверхностей, как это сделано на рис. 2.5.14 и 2.5.15. Для этого оказывается достаточным ограничиться расчетом лишь относительно небольшого числа специальных, так называемых опорных точек — значений целевой функции $\tau(H, \Pi)$ в пространстве оптимизируемых параметров для заданных исходных данных. Исследования в этом направлении с использованием теоретических положений, изложенных в п. 2.5.3.2, 2.5.3.3, позволяют разработать для различных практических приложений специальные процедуры оптимизации СС.

Смысл указанных опорных точек может быть в общих чертах пояснен с помощью следующего рассуждения. Из рис. 2.5.14 и 2.5.15 видно, что на краях отдельных «кусков» уровенных поверхностей, соответствующих различным фиксированным значениям периодичности обзора, находятся точки пространства параметров «периодичность обзора – высота орбит – ширина полос обзора спутников», характеризуемые минимально потребными для обзора с указанными периодичностями значениями ширины П полосы. В каждом сечении (2.5.55) уровенной поверхности координата П такой точки (τ, Π) — минимальная ширина полосы так называемого l-кратного покрытия заданного района, где под l-кратным покрытием понимается такое покрытие, при котором в течение периода повторяемости трасс спутников системы каждая точка наблюдаемого района не менее чем l раз попадает в зоны обзора этих спутников [1, 4, 6]. Указанные точки (τ, Π) обладают свойством оптимальности по Парето, когда ни одну из характеристик τ или П нельзя улучшить, не ухудшив другую. Переход от сечения (2.5.55) к полному пространству параметров τ, Π, H сопровождается тем, что некоторые из указанных точек (типа точки C в сечении $m/n = 14/1$ на рис. 2.5.14) свойство оптимальности по Парето также сохраняют.

Окончательное определение необходимого набора используемых опорных точек зависит от типа решаемой практической задачи и реализуемого алгоритма ее решения [3, 4].

Рассмотренные уровенные поверхности периодичности в пространстве параметров «периодичность обзора – высота орбит – ширина полос обзора спутников» при фиксированных значениях наклонения орбит спутников позволяют давать рекомендации по оптимальному выбору высоты орбит формирования СС и ее фазовой структуры. Анализ предпочтительных значений наклонения i орбит может быть проведен с использованием аналогичных уровенных поверхностей периодичности в пространстве параметров «периодичность τ — ширина П полос обзора спутников — наклонение i орбит» при фиксированной высоте H (кратности m/n) геосинхронной орбиты.

Рассмотрим пример такой уровенной поверхности для случая наблюдения широтного пояса $[0, \varphi_i]$, $\varphi_i = \min\{i, \pi - i\}$ одиночным спутником, движущимся по геосинхронной орбите заданной кратности m/n (рис. 2.5.16). Из рис. 2.5.16 видно, что данная уровенная поверхность образуется из «кусков», соответствующих различным кратностям покрытия $l = 1, 2, ..., 6$. Точки каждого такого «куска», расположенные на одной линии в направлении изменения ширины П полосы обзора, характеризуются одинаковыми значениями периодичности в силу постоянства структуры потока наблюдений спутниками при фиксированных наклонении i и кратности l покрытия. В направлении изменения наклонения значение периодичности обзора для точек таких «кусков» меняется, что объясняется изменением структуры потока наблюдений (временны́м сдвигом сеансов наблюдения в потоке) при сохранении постоянного числа l сеансов наблюдения в потоках. Различные получающиеся значения периодичности показаны на рис. 2.5.16.

Из рис. 2.5.16 видно, что для нечетных кратностей l покрытия ($l = 1, 3, 5$) соответствующие им «куски» уровенной поверхности имеют впадины, приводящие к уменьшению потребной ширины полос обзора (для $l = 5$ эта впадина не ярко выражена и приводит к незначительному уменьшению ширины полосы, сглаженному при построении уровенной поверхности на рис. 2.5.16). Такие минимумы ширины $\Pi_{l\max}$ полос нечетного l-кратного покрытия достигаются при наклонении $i^* = \arccos(n/m)$ для нечетной разности $m - n$ параметров m, n геосинхронной орбиты [1, 4]. Для рассматриваемого нечетного случая $m - n = 29 - 2$ наклонение составляет $i^* = 86°$. Ярко выраженные минимумы потребной ширины полосы обзора приходятся на кратности покрытия $l = 1$, 3 и соответствуют значениям периодичности $\tau \approx 47{,}8$; 23,1 ч (рис. 2.5.16).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

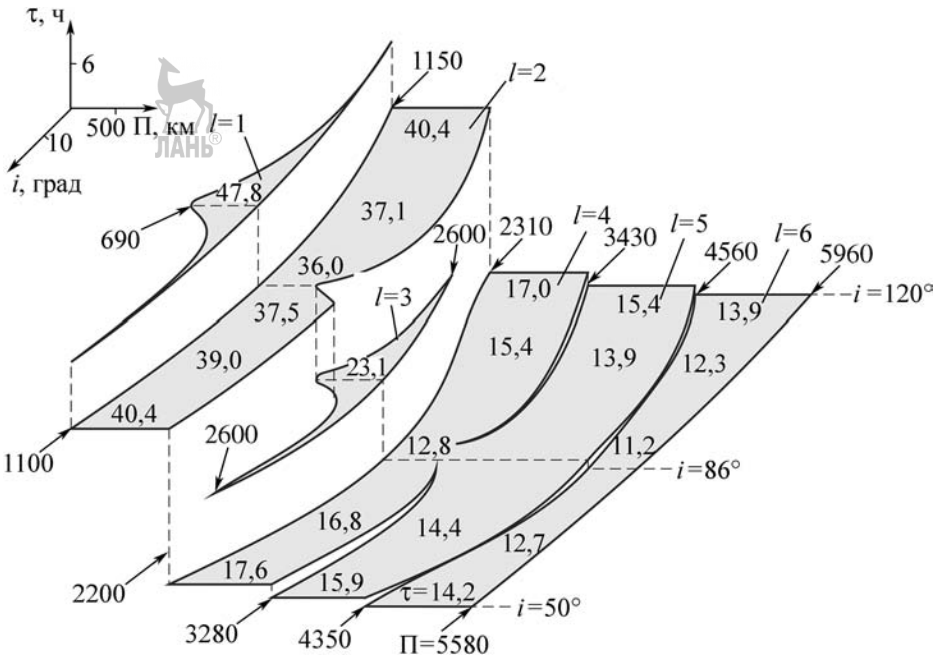


Рис. 2.5.16. Уровенная поверхность периодичности обзора широтного пояса [0, φ_i], $\varphi_i = \min(i, \pi - i)$ в пространстве параметров, включающем наклонение орбиты спутника, при $m = 29$, $n = 2$, $N = 1$

Заметим также, что «куски» уровенной поверхности при четных кратностях $l = 2, 4, 6$ имеют при наклонении $i^* = 86°$ сильный «прогиб» в направлении изменения периодичности обзора. Это приводит к существенному выигрышу в периодичности обзора за счет использования наклонений, близких к указанному значению $i^* = 86°$ в диапазонах изменения ширины полосы обзора, соответствующих четным кратностям покрытия (рис. 2.5.16).

В практике баллистического проектирования СС периодического обзора нет необходимости проводить геометрические построения уровенных поверхностей периодичности обзора, как это было сделано на рис. 2.5.14–2.5.16. Более эффективным оказывается компьютерное построение цифровых моделей уровенных поверхностей периодичности на основе расчета опорных точек в пространстве параметров «периодичность обзора — высота орбит — ширина полос обзора спутников — наклонение орбит». Исследования в данном направлении позволяют автоматизировать ряд этапов баллистического проектирования СС периодического обзора по заданным ограничениям, а также разработать различные практические приложения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Разумный Ю.Н.** К оптимизации проектно-баллистических параметров спутниковых систем периодического землеобзора // Исслед. Земли из космоса. 1993. № 1. С. 48–58.

2. **Разумный Ю.Н.** Маршрутная теория и результаты оптимизации спутниковых систем периодического обзора районов Земли (регулярные и оптимальные системы) // Тр. II Междунар. конф. «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы», 18–21 ноября 2003 г., Москва. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. Ч. 1. С. 118–137.

3. **Razoumny Yu.N.** Route Theory for Optimal Design of Satellite Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earth Orbits // Proc. of the 56th Intern. Astronautical Congress, October 17–21, 2005, Fukuoka, Japan. IAC-05-C1.P.02. 11 p.

4, **Razoumny Yu.N., Razoumny V.Yu.** Constellation Design for Earth Periodic Coverage in Low Orbits with Minimal Satellite Swath // Proc. of the 58th Intern. Astronautical Congress, September 24–28, 2007, Hyderabad, India. IAC-07-C 1.7.09. 19 p.

5. **Разумный Ю.Н.** Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

обзора. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 104 с.

6. **Бырков Б.П., Разумный Ю.Н.** Решение задачи сплошного многократного покрытия Земли полосой обзора ИСЗ // Исслед. Земли из космоса, 1992. № 1. С. 62–71.

2.5.4. СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО ЛОКАЛЬНОГО ОБЗОРА НА ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

Основное практическое применение СС непрерывного локального обзора Земли — создание космических систем спутниковой связи, для чего оказывается целесообразным использовать высокие орбиты [1]. Наиболее распространенным современным способом обеспечения локального обзора является применение предложенных в 1945 г. писателем-фантастом Артуром Кларком геостационарных орбит — круговых экваториальных орбит с высотой около 36 тыс. км, обеспечивающих зависание спутника над экваториальной областью земной поверхности [2].

Данные орбиты характеризуются рядом отличительных положительных свойств, чрезвычайно привлекательных для обеспечения связью удаленных абонентов.

В настоящее время большое число космических систем связи построено на основе геостационарных спутников. При этом дальнейшее увеличение их числа из-за взаимных помех в работе аппаратуры соседних спутников становится с каждым годом все проблематичнее. Наряду с этим есть и другие технические ограничения по применению геостационарных орбит.

Одним из таких ограничений является затруднение (подчас невозможность) обеспечения связью районов Земли, расположенных в удаленных от экватора верхних широтах, например, на территории России. В этом случае весьма эффективны предложенные во второй половине 1960-х гг. эллиптические орбиты типа «Молния» (апогей около 40 000 км, перигей около 500 км [1]. При движении по данной орбите за счет высокого апогея спутник обеспечивает связь с абонентами локального района в течение длительного периода времени (сеанс связи имеет продолжительность около 8...10 ч). Система из трех таких спутников позволяет обеспечить круглосуточную связь с абонентами локального района. Для выведения спутников на эллиптические орбиты типа «Молния» требуются меньшие энергетические затраты, чем на выведение геостационарных спутников.

По мере накопления опыта эксплуатации СС связи на геостационарных орбитах и орбитах типа «Молния», появилась потребность в общем подходе к баллистическому проектированию СС непрерывного локального обзора, не ограничиваясь рассмотрением только орбит указанного типа. Такой подход был предложен в [3, 4], где был введен класс так называемых *локально-стационарных орбит* (*ЛСО*), характеризующихся тем, что при движении по ним спутника эмулируется «зависание» спутника над заданным локальным районом (районами) Земли.

Отличительной чертой ЛСО является равенство нулю мгновенной скорости смещения относительно Земли подспутниковой точки спутника в апогее его орбиты, размещаемом над заданным районом наблюдения. Это позволяет максимизировать длительность сеансов наблюдения локального района при условии размещения апогея орбиты спутника над обслуживаемым районом. ЛСО реализуются на прямых орбитах ($i < 90°$). При этом наибольшую практическую значимость имеет наклонение 63,4°, когда отсутствует прецессия линии апсид. В этом случае затраты характеристической скорости на борту спутника на поддержание положения апогея минимальны.

Класс ЛСО включает геостационарную орбиту — единственную круговую орбиту в классе ЛСО, обеспечивающую фактическое зависание спутника над локальным районом, а также бесконечное множество эллиптических орбит, обладающих свойством мгновенного «зависания» спутника по отношению к локальному району наблюдения в точке апогея, и в частном случае — эллиптическую орбиту типа «Молния».

Получим аналитические соотношения для расчета ЛСО. Для заданных значений радиуса апогея r_A и наклонения i радиус $r_П$ перигея ЛСО определяется исходя из равенства орбитальной скорости V_A спутника в апогее и скорости точки, которая является концом геоцентрического радиус-вектора длиной r_A, расположенного под углом $i < 90°$ к плоскости экватора и жестко связанного с вращающейся Землей:

$$V_A = \omega_З r_A \cos i, \qquad (2.5.56)$$

где $\omega_З$ — угловая скорость вращения Земли.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

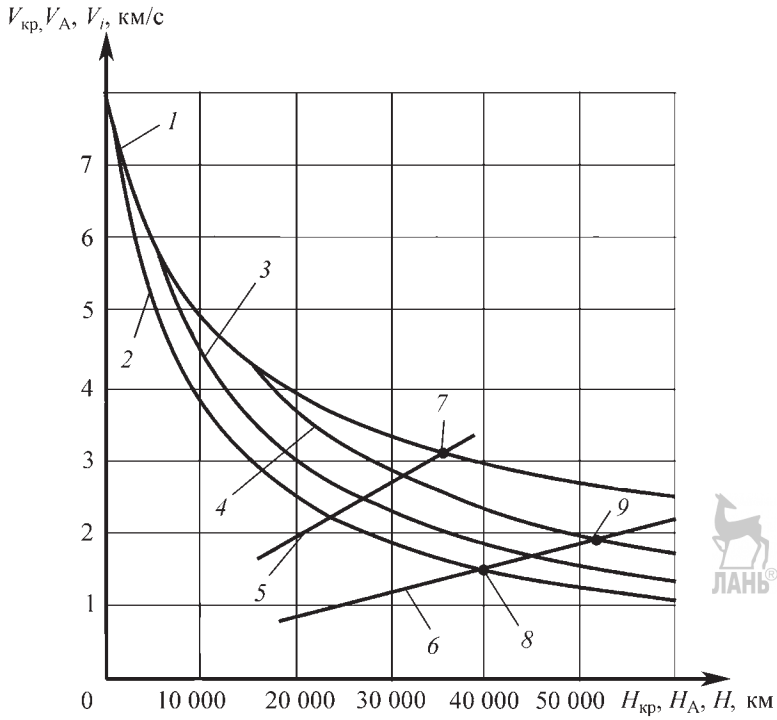


Рис. 2.5.17. К определению локально-стационарных орбит:
1 — $V_{кр}(H_{кр})$; *2* — $V_A(H_A/H_П = 500$ км); *3* — $V_A(H_A/H_П = 5000$ км); *4* — $V_A(H_A/H_П = 15\,000$ км); *5* — $V_i(H/i = 0°)$; *6* — $V_i(H/i = 63{,}4°)$; *7* — геостационарная орбита, $H = 35\,875$ км; $l = 0$; $i = 0$; $m/n = 1/1$; *8* — орбита ИСЗ «Молния», $H_A = 39\,822$ км; $H_П = 528$ км; $l = 0{,}740$; $i = 63{,}4°$; $m/n = 2/1$; $N = 3$; *9* — орбита ИСЗ «Супертундра», $H_A = 53\,620$ км; $H_П = 17\,950$ км; $l = 0{,}0423$; $i = 63{,}4°$; $m/n = 1/1$; $N = 3$

С другой стороны известно [5], что скорость V_A спутника в апогее равна

$$V_A = \sqrt{\frac{2\mu r_П}{r_A(r_A + r_П)}}. \qquad (2.5.57)$$

где μ — гравитационная постоянная Земли, μ = = 398 602 км^3/с^2.

Приравнивая правые части (2.5.56) и (2.5.57) и решая относительно $r_П$, получим выражение для радиуса перигея ЛСО в виде

$$r_П = \frac{w_3^2 r_A^4 \cos^2 i}{2\mu - w_3^2 r_A^3 \cos^2 i}. \qquad (2.5.58)$$

Отсюда большая полуось a и эксцентриситет e ЛСО определяются по формулам:

$$a = \frac{r_A + r_П}{2} = \frac{r_A}{2 - dr_A^3}; \qquad e = \frac{r_A - r_П}{r_A + r_П} = 1 - dr_A^3, \qquad (2.5.59)$$

где $d = (\omega_3^2 \cos^2 i) / \mu$.

ЛСО могут быть проиллюстрированы с использованием следующих графических зависимостей, представленных на рис. 2.5.17:

– зависимости скорости $V_{кр}$ спутника на круговой орбите от высоты $H_{кр}$ этой орбиты:

$$V_{кр}(H_{кр}) = \sqrt{\frac{\mu}{H_{кр} + R_з}};$$

– зависимости скорости V_A спутника в апогее эллиптической орбиты от высоты H_A апогея при фиксированных значениях высоты перигея $H_П$ = 500; 5 000; 15 000 км:

$$V_A(H_A / H_П) = \sqrt{\frac{2\mu(H_П + R_З)}{(H_A + R_З)(H_A + H_П + R_З)}};$$

– зависимости скорости V_i точки, являющейся концом вращающегося вместе с Землей геоцентрического радиус-вектора, от высоты H этой точки над поверхностью Земли при фиксированном угле наклона указанного ра-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

диус-вектора к плоскости экватора, соответствующего различным значениям наклонения i = = 0; 63,4° орбиты спутника:

$$V_i(H/i) = \omega_З(H + R_З)\cos i,$$

где $R_З$ — средний радиус Земли ($R_З = 6\,371$ км).

Используя указанные графики, можно найти, например, высоту перигея ЛСО по заданным значениям высоты апогея $H_А$ и наклонения i следующим образом. Значения $H_А$ и i однозначно определяют точку пересечения прямой $H = H_А$ с графиком функции $V_i(H/i)$. Проводя через данную точку зависимость вида $V_А(H_А/H_П)$ до пересечения ее с графиком $V_{кр}(H_{кр})$, можно получить искомую высоту перигея ЛСО как абсциссу последней точки пересечения. Приведенное описание построения (нахождения ЛСО) можно проверить, ориентируясь на показанные на рис. 2.5.17 кривые (для приведенных наклонений и высот).

В связи с необходимостью синхронизации прохождения спутниками обслуживаемого локального района, практический интерес представляют ЛСО, являющиеся одновременно геосинхронными, т.е. удовлетворяющие условию геосинхронности (2.5.35). Один спутник на такой орбите обеспечивает за период повторяемости его трассы (за n эффективных суток или m витков спутника) проведение m сеансов связи с абонентами локального района. Размещая равномерно вдоль трассы одиночного спутника необходимое число дополнительных спутников (с учетом требуемого уровня перекрытия зон обзора соседних спутников) можно обеспечить непрерывность обеспечения связью абонентов заданного локального района с помощью такой одномаршрутной СС.

В общем случае для решения различных практических задач одновременно могут использоваться несколько таких одномаршрутных систем, составляющих многомаршрутную СС. Поскольку за счет выбора ЛСО обеспечивается максимум длительности сеансов связи со спутниками, то при формировании фазовой структуры СС указанным выше образом обеспечивается минимум суммарного потребного числа спутников в системе.

Геостационарные и эллиптические орбиты СС «Молния», будучи частными случаями ЛСО, представляют собой одновременно и геосинхронные орбиты с параметрами $m = n = 1$ и $m = 2$, $n = 1$ соответственно. На локально-стационарных геосинхронных орбитах (или близких к ним) построены многие другие СС связи, например «Супертундра» [6]. На рис. 2.5.17 показано положение геостационарных орбит и орбит указанных СС в общей схеме получения ЛСО и приведены их основные характеристики (высоты апогея $H_А$ и перигея $H_П$, эксцентриситет e, наклонение i, кратность геосинхронных орбит m/n, число N спутников в системе).

Целесообразность использования тех или иных локально-стационарных геосинхронных орбит определяется с учетом требований, предъявляемых к СС на этапе ее баллистического проектирования. При этом параметры локально-стационарных геосинхронных орбит могут быть определены следующим образом.

Известно, что выражения для расчета драконического периода обращения спутника, эффективного периода $T_{эф}$ вращения Земли и углового смещения $\delta\Omega$ восходящего узла орбиты спутника за один виток имеют вид [5]:

$$T_{др} = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \times$$

$$\times\left\{1 - \frac{1}{a^2}\frac{\varepsilon}{\mu}\left[3 - \frac{5}{2}\sin^2 i - e\cos\omega(1 - 5\sin^2 i)\right]\right\}; \quad (2.5.60)$$

$$T_{эф} = \frac{2\pi + \frac{m}{n}\delta\Omega}{\omega_З}; \quad \delta\Omega = -\frac{2\pi}{a^2(1-e^2)}\frac{\varepsilon}{\mu}\cos i,$$

где ε — постоянная, учитывающая сжатие Земли ($\varepsilon = 2{,}634 \cdot 10^{10}$ км^5/с^2); ω — аргумент широты перигея, выбираемый из условия размещения апогея орбиты над обслуживаемым районом.

Подставляя (2.5.59) и (2.5.60) в (2.5.35) с учетом того, что ЛСО практически реализуются при $\omega = \pm 90°$, после преобразований можно получить:

$$\frac{\omega}{\sqrt{\mu}}\left(\frac{r_А}{2 - dr_А^3}\right)^{3/2}\left[1 - \frac{\varepsilon}{\mu}\left(3 - \frac{5}{2}\sin^2 i\right)\left(\frac{2 - dr_А^3}{r_А}\right)^2\right] + \frac{\varepsilon\cos i}{\mu d^2 r_А^7} = \frac{n}{m}. \quad (2.5.61)$$

При заданных наклонении i, числе m витков спутника и числе n суток в периоде повторяемости трассы спутника равенство (2.5.61) представляет собой уравнение относительно неизвестной величины радиуса $r_А$ (высоты $H_А$) апогея ЛСО. Оно может быть решено численными методами.

С помощью полученной величины $r_А$ из выражений (2.5.59) могут быть найдены значения большой полуоси и эксцентриситета,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

однозначно характеризующие геометрию локально стационарной геосинхронной орбиты спутника. При этом предпочтительные значения кратности m/n орбит и соответствующие значения радиуса r_A апогея могут быть определены с учетом характеристик бортовой аппаратуры спутника (спутников) и имеющихся требований к обслуживанию заданных районов [7].

Эффективным методом оптимизации орбитальных структур СС на эллиптических орбитах является метод временных диаграмм видимости [8]. При этом в случае обслуживания больших географических областей на орбитах типа «Молния» может быть применен подход, изложенный в [9].

В связи с увеличением количества действующих спутников связи и отмеченной ранее «насыщенностью» геостационарной орбиты с каждым годом актуальность практического использования ЛСО повышается. Об этом свидетельствует постоянный интерес к таким орбитам в публикациях различных авторов, например в [10–13].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А.** Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

2. **Clarke A.C.** Extra-terrestrial relays // Wireless World Journal. Oct. 1945.

3. **Разумный Ю.Н.** Способ формирования системы локального обзора поверхности планеты. Пат. РФ № 2059540 с приоритетом от 08.10.87 // БИ № 13 от 10.05.96.

4. **Разумный Ю.Н.** Локально стационарные орбиты искусственных спутников Земли // Проблемы ракетной и космической техники: тр. XXV чтений К.Э. Циолковского. М.: ИИЕТ АН СССР, 1991. С. 56–61.

5. **Эльясберг П.Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

6. **Capderou M.** Satelites. Orbits and missions. Springer-Verlag France, 2005. 544 p.

7. **Разумный Ю.Н., Школьников Д.О.** Методика баллистического проектирования спутниковых систем связи на основе использования локально-стационарных орбит // Вестник МГТУ. 2008. Спец. выпуск-1. Сер. Машиностроение. С. 61–69.

8. **Быркова Б.П., Силов В.В., Никитин И.Н.** Использование временных диаграмм видимости для выбора одномаршрутных систем ИСЗ на эллиптических орбитах // Механика космического полета: тр. XVIII чтений К.Э. Циолковского. М.: ИИЕТ АН СССР, 1983. С. 38–45.

9. **Улыбышев Ю.П.** Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора на эллиптических орбитах типа «Молния» // Космические исследования. 2009. Т. 47, № 4. С. 343–354.

10. **Канитор Л.Я., Хейфец В.Н.** Оптимальный выбор системы спутникового вещания на базе высокоэллиптических орбит // Космические исследования. 2002. Т. 40, № 6. С. 633–640.

11. **Castel D., Draim D., Manning R.** Elliptical Satellite System which Emulates the Characteristics of Geosynchronous Satellites. US Patent No. 595. Sept. 28, 1999.

12. **Draim J.E., Cefola P.J., Ernandes K.J.** Seamless Handovers in Cobra Teardrop Satellite Arrays // Proc. of the 57th Intern. Astronautical Congress, October 2–6, 2006, Valencia, Spain. IAC-06-B3.2.02. 15 p.

13. **Draim J.E., Cefola P.J., Lansard E.** Orbilal Constellations for Multimedia Satellite Communications Systems Sewing Europe // Proc. of the 58th Intern. Astronautical Congress, September 24–28, 2007, Hyderabad, India. IAC-07-B2.6.02. 14 p.

2.5.5. УПРАВЛЕНИЕ СПУТНИКОВЫМИ СИСТЕМАМИ НА КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

Управление СС заключается в поддержании на длительных интервалах времени (от нескольких месяцев до нескольких лет) орбит и взаимных положений спутников близкими к номинальным, которые были определены при баллистическом проектировании СС.

Практическое решение задачи управления СС включает два этапа:

1. Анализ ее устойчивости при возмущенном движении.

2. Построение на основе такого анализа математической модели задачи управления и выбор методов ее решения.

Единообразный подход к анализу устойчивости для различных типов СС выработать весьма затруднительно. Устойчивость может рассматриваться не только в плане эволюции орбитальных характеристик в возмущенном движении, но и в анализе изменения производных характеристик от орбитальных параметров. Например, характеристик условий связи или геометрических характеристик полей обзора и т.д. Эволюция орбитальных характеристик в значительной степени зависит от номинальных параметров системы и воз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мущений при коррекции движения СС. Поэтому превалирующими факторами, влияющими на устойчивость, могут быть атмосферные возмущения (для низкоорбитальных систем), сжатие Земли, резонансные гармоники разложения потенциала гравитационного поля Земли, лунно-солнечные возмущения, ошибки исполнения корректирующих импульсов и/или комбинации указанных факторов. Методы анализа устойчивости СС приведены в [1–3].

Для управления СС в части долговременного поддержания их структуры используются две группы методов:

– изолированное управление отдельными спутниками относительно некоторого номинального движения;

– совместное управление всеми спутниками системы [4–6].

При изолированном управлении СС из N спутников задача распадается на N однотипных независимых подзадач по управлению отдельными спутниками. Требования к этим подзадачам формулируются исходя из требований к структуре СС в целом. В качестве управляемых переменных выступают параметры орбитального движения отдельных спутников. Для решения используются традиционные методы по управлению и поддержанию орбит (см. п. 2.4 и [1–3, 7]).

При совместном управлении в число управляемых переменных помимо собственно параметров орбитального движения отдельных спутников необходимо включать параметры, характеризующие взаимные положения спутников относительно друг друга таким образом, что при их сохранении выполняются целевые требования по системе. Указанные две стратегии не ограничивают многообразие способов управления СС. Можно построить и промежуточные стратегии управления.

Для решения задач совместного управления СС применяют различные математические методы:

– параметрическую оптимизацию [2];

– линейное программирование [8];

– линейно-квадратичные регуляторы [5, 6];

– многоуровневую оптимизацию [9] и т.п.

При проектировании структур СС на круговых орбитах используются невозмущенные модели движения КА. При наличии возмущений, вызванных нецентральностью гравитационного поля Земли, влиянием атмосферы, лунно-солнечными возмущениями и т.д., номинальные характеристики СС могут претерпевать значительные изменения.

Однако в отличие от орбитальной эволюции одиночного КА в СС часть возмущений действует одинаковым образом на все КА системы и не влияют на сохранение орбитальной структуры системы в целом. Например, все зональные гармоники модели гравитационного поля Земли (включая главный возмущающий член — сжатие Земли) вызывают одинаковые возмущения орбитальных элементов в однородной СС. Влияние тессеральных гармоник зависит от географического прохождения трасс КА относительно Земли, а влияние лунно-солнечных возмущений — от положения плоскостей орбит КА в инерциальном пространстве.

Для низкоорбитальной СС на круговых орбитах с одинаковыми наклонениями и высотами применяют управление взаимными положениями спутников вдоль орбиты и их орбитальными периодами [6]. В основе метода лежит управление вековыми возмущениями первого порядка, основанное на декомпозиции задачи, заключающейся в выделении наиболее чувствительных параметров, описывающих взаимные положения спутников на основе уравнений относительного движения в окрестности круговой орбиты (см. п. 2.2.3). Приближенное решение этих уравнений, учитывающее только вековые возмущения (периодическими членами не учитываются), имеет вид

$$n^* = -\frac{R\omega^2 \Delta T^*}{2\pi}, \qquad (2.5.62)$$

где n^* — скорость изменения отклонения вдоль орбиты; R — радиус опорной круговой орбиты; ω — угловая скорость орбитального движения; ΔT — отклонение орбитального периода T от номинального значения. Потребное значение корректирующего импульса для ликвидации отклонения периода определеяется из следующего выражения:

$$\Delta V^* = n^* / 3. \qquad (2.5.63)$$

Для сохранения конфигурации СС на длительных интервалах времени (существенно превышающих орбитальный период) необходимо управление, обеспечивающее компенсацию отклонений взаимных положений спутников вдоль орбиты и стабилизацию пе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

риодов орбит относительно номинального значения. При этом могут обеспечиваться точности выдерживания конфигурации СС, не превышающие максимальных отклонений от периодических составляющих. Такое управление реализуется периодической коррекцией орбит спутников трансверсальными импульсами.

При периодичности коррекций, превышающей несколько витков, можно построить двухуровневое управление СС. Задача верхнего уровня — управление вековыми возмущениями первого порядка, нижнего уровня — периодическими и вековыми возмущениями высших порядков. Последнее эквивалентно управлению формой орбиты и геометрией ее положения. Описываемая декомпозиция позволяет для вековых возмущений свести задачу управления размерности $6\times N$ к размерности $(2N-1)$, где N — число спутников в системе.

Принимается, что коррекция СС осуществляется с постоянным периодом $\Delta t >> T$ и используются переменные в безразмерном виде, $n = n^*/(R\omega\Delta t)$, $\Delta T = \Delta T^*/T = \omega\Delta T^*/2\pi$, и $\Delta V = 3\Delta V^*/(R\omega)$. Линейная дискретная система, характеризующая динамику одиночного спутника, имеет вид:

$$\begin{Bmatrix}\Delta n_i(k+1)\\ \Delta T_i(k+1)\end{Bmatrix} = \begin{bmatrix}1 & -1\\ 0 & 1\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\Delta n_i(k)\\ \Delta T_i(k)\end{Bmatrix} + \begin{bmatrix}0\\ 1\end{bmatrix}\Delta \mathbf{V}_i(k);\ i=\overline{1,N}, \tag{2.5.64}$$

где Δn — отклонение вдоль орбиты от некоторого опорного положения; i — номер спутника; k — номер шага коррекции.

Реальные орбиты СС близки к круговым и, соответственно, имеют малые эксцентриситеты, которые приводят к периодическим смещениям положений спутников вдоль орбиты.

Формально описываемая постановка не обеспечивает управления эксцентриситетами орбит. Однако при большой периодичности коррекции вековых возмущений первого порядка фактические места приложения корректирующих импульсов можно смещать относительно некоторого среднего значения, по крайней мере, в пределах одного-двух витков в целях одновременной коррекции эксцентриситета орбиты.

Предписанные относительные положения спутников в системе можно представить в виде ориентированного графа (рис. 2.5.18).

Спутники в этом графе являются вершинами. Ребро от одного до другого спутника представляет дугу, описывающую взаимное угловое положение смежных спутников, по отклонениям которой от номинальной необходимо осуществлять управление. Один из спутников назначается головным и становится корнем этого ориентированного графа, который должен быть слабосвязным и использовать только простые пути, например, не должен содержать циклов.

Такой граф представляет собой дерево, каждое дерево с N вершинами имеет в точ-

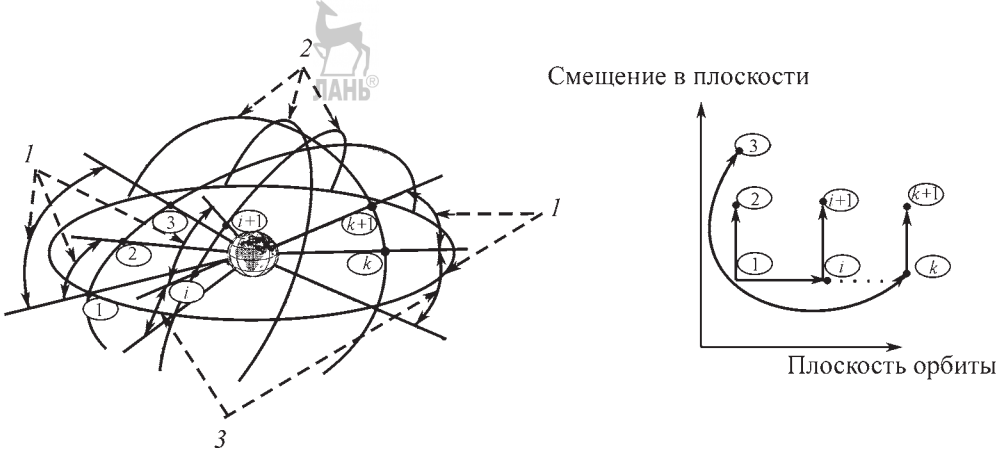


Рис. 2.5.18. Представление спутниковой системы в виде графа:
а — спутниковая система; *б* — ориентированный граф; *1* — управляемые дуги между спутниками; *2* — орбитальные плоскости; *3* — фазы между плоскостями; ● — спутник; *i* — номер спутника

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

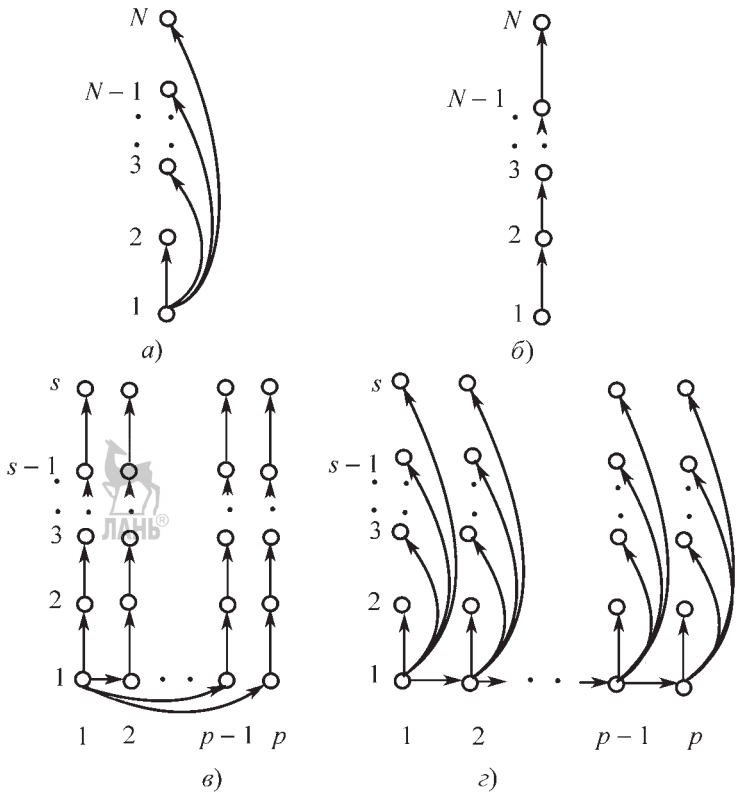


Рис. 2.5.19. Виды ориентированных графов:
а — дерево с одной вершиной; *б* — цепной граф; *в*, *г* — для системы с *p* орбитальными плоскостями и *S* спутниками

ности $N - 1$ ребер, т.е. управляемых дуг, представляющих предписанные смещения спутников вдоль орбиты, что для двух смежных в графе спутников из различных орбитальных плоскостей является требуемым фазовым сдвигом между спутниками этих плоскостей. Смещения спутников относительно друг друга равны $\delta n_j = \Delta n_i - \Delta n_{i+1}$ и определяются по отношению к этим предписанным смещениям (j — номер ребра в графе, $j = 1, \ldots, N - 1$).

Существуют различные варианты построения таких графов. Два предельных варианта — *дерево с одной вершиной* (*ДОВ*) и одинаковой длиной всех путей, равной 1 (рис. 2.5.19, *а*) и *цепной граф* (*ЦГ*) (рис. 2.5.19, *б*), имеющий максимальную длину, равную $N - 1$. Другие варианты могут отражать геометрию СС. Для системы с P орбитальными плоскостями и S спутниками в каждой можно использовать, например, графы, показанные на рис. 2.5.19, *в–г*.

Каждому графу может быть сопоставлена матрица инцидентности размером $N \times (N - 1)$, чьи строки и колонки соответствуют вершинам и ребрам. Элементы матрицы инцидентности имеют значения –1, 0 или 1. Нулевое значение соответствует вершине, не инцидентной ребру, +1 для ребра, ориентированного из вершины, и –1 для ребра, направленного в вершину. Транспонированные матрицы инцидентности для ДОВ и ЦГ имеют следующий вид (для наглядности нули не показаны):

$$\mathbf{A}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & & & & & \\ & 1 & -1 & & & & \\ & & 1 & -1 & & & \\ . & . & . & . & . & . & . \\ & & & & 1 & -1 & \\ & & & & & 1 & -1 \end{bmatrix}; \quad (2.5.65)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\mathbf{A}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & & & & & \\ 1 & & -1 & & & & \\ 1 & & & -1 & & & \\ . & . & . & . & . & . & \\ 1 & & & & -1 & & \\ 1 & & & & & -1 & \end{bmatrix}. \quad (2.5.66)$$

Вектор фазовых переменных: $\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}} = (\delta\boldsymbol{n}^{\mathrm{T}}, \Delta\boldsymbol{T}^{\mathrm{T}}) = (\delta n_1, \delta n_2, ..., \delta n_{N-1}, \Delta T_1, \Delta T_2, ..., \Delta T_N)$, где $\delta n_j = \Delta n_i - \Delta n_{i+1}$. Имеется линейное соотношение между $\Delta\boldsymbol{n}^{\mathrm{T}} = (\Delta n_1, \Delta n_2, ..., \Delta n_N)$ и вектором относительных смещений:

$$\delta\boldsymbol{n} = \mathbf{A}^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{n} \quad (2.5.67)$$

Переходная матрица имеет вид

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{N-1} & \mathbf{A}^{\mathrm{T}} \\ \mathbf{O}_{(N-1)\times N} & \mathbf{I}_N \end{bmatrix}, \quad (2.5.68)$$

где $\boldsymbol{I}_{N-1}$ и $\boldsymbol{I}_N$ — единичные матрицы размерности $(N-1)\times(N-1)$ и $N\times N$; $\mathbf{O}_{(N-1)\times N}$ — нулевая матрица размерности $(N-1)\times N$.

Линейное дискретное матричное уравнение, описывающее динамику СС, имеет вид

$$\boldsymbol{x}(k+1) = \mathbf{A}\boldsymbol{x}(k) + \mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{v}^{\mathrm{T}}(k), \quad (2.5.69)$$

где $\mathbf{B}^{\mathrm{T}} = [0_{(N-1)\times N}\ \boldsymbol{I}_N]$ — матрица размерности $(2N-1)\times N$; $\mathbf{v}^{\mathrm{T}} = (\Delta V_1, \Delta V_2, ..., \Delta V_N)$ — вектор управления размерности N.

Система (2.5.69) является полностью управляемой, так как ранг матрицы управляемости равен $2N-1$. Это означает, что при любом начальном возмущении СС она может быть приведена в нулевое состояние за конечное число шагов коррекции.

Целью совместного линейно-квадратического управления СС является удержание фазовых переменных в определенных пределах при приемлемом минимальном уровне расхода топлива на спутниках с учетом его остатка на каждом из них. Критериальная функция может быть определена в виде

$$J = \frac{1}{2}\sum_{k=0}^{k=k_f}[\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k+1)\mathbf{G}_x\boldsymbol{x}(k+1) + \mathbf{v}^{\mathrm{T}}(k)\mathbf{G}_V\mathbf{v}(k)], \quad (2.5.70)$$

где $\mathbf{G}_x$ — неотрицательно, $\mathbf{G}_V$ — положительно определенные весовые квадратные матрицы с размерностями соответственно $2N-1$ и N; k — номер шага коррекции; k_f — некоторое конечное значение k.

Задача сохранения структуры СС в большей мере представляет собой задачу регулирования, а не терминального управления. При сохранении структуры СС нет необходимости сводить все отклонения к нулевой терминальной ошибке, поскольку при наличии последующих возмущений, погрешностей исполнения маневров через некоторое время они все равно возрастут. Кроме того, точное терминальное управление, вообще говоря, может потребовать неограниченных управляющих воздействий [10].

Особое преимущество использования линейно-квадратичного управления заключается в возможности перераспределения в некоторых пределах расходов топлива между различными спутниками СС за счет соответствующего выбора весовых коэффициентов в матрицах $\mathbf{G}_V$ и $\mathbf{G}_x$. Это обстоятельство имеет практическую значимость, поскольку реальные сроки развертывания СС составляют от нескольких месяцев до нескольких лет. Часть спутников может заменяться в процессе эксплуатации и фактические запасы топлива таким образом на спутниках могут существенно различаться. Использование весовых коэффициентов позволяет их упорядочить, т.е. в значительной степени осуществить управление СС за счет спутников с бóльшими запасами топлива.

Оптимальный закон управления системой (2.5.69) имеет вид [10]:

$$\mathbf{v}(k) = -\mathbf{F}(k)\boldsymbol{x}(k),\ (k = 0, 1, 2, ..., k_f), \quad (2.5.71)$$

где $\mathbf{F}(k)$ — матрица коэффициентов усиления размером $(2N-1)\times N$:

$$\mathbf{F}(k) = [\mathbf{G}_V + \mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{B}]^{-1}\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{A}. \quad (2.5.72)$$

Последовательность матриц $\mathbf{P}(k)$ удовлетворяет дискретному матричному уравнению Риккати [10]

$$\mathbf{P}(k) = \mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{A} - \mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{B}[\mathbf{G}_V + \mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{B}]^{-1}\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}(k+1)\mathbf{A} + \mathbf{G}_x \quad (2.5.73)$$

при конечном условии $\mathbf{P}(k_f) = 0$, которое может решаться традиционными для дискретных матричных уравнений Риккати методами [10].

При большом числе спутников в СС оно имеет высокую размерность — для установившегося решения это эквивалентно решению системы нелинейных уравнений порядка $N(N-1)/2$ и требует обращения матрицы размерностью N [10].

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Линейный закон управления (2.5.71) обеспечивает устойчивость замкнутой системы с переходной матрицей при любом числе спутников. Однако запас устойчивости и соответственно скорость парирования возмущений будет зависеть не только от числа спутников в системе N, но и от способа построения системы фазовых переменных. Наименьший запас устойчивости, уменьшающийся с ростом числа N, спутников, имеют системы с построением системы независимых переменных в виде ЦГ.

В низкоорбитальной СС, испытывающей атмосферное торможение, необходимо выполнение маневров поддержания высоты орбиты. При использовании линейно-квадратичного управления СС одновременно решаются задачи поддержания высоты и сохранения относительных положений спутников. Причем управление относительными положениями спутников реализуется малыми вариациями маневров поддержания их высот. Различие суммарных расходов характеристической скорости между спутниками в системе мало́. Дополнительный расход составляет ~2...7 % от расходов на поддержание высоты орбиты одиночного спутника вследствие торможения атмосферой [6].

Совместное управление СС используется в проектах, связанных с координированным полетом группировок спутников в ближнем и дальнем космосе (в западной научной литературе здесь используется авиационный термин «formation flying» — полет с сохранением формы) [11, 12]. Такие группировки могут использоваться в различных научных и прикладных целях. Например, в радиоинтерферометрии с большой базой, когда разнесенные спутники образуют мерную базу с характерными размерами, значительно превышающими размеры самих спутников.

Другим примером выступают системы дистанционного зондирования Земли. Для управления такими группировками была разработана концепция «следующих за лидером» спутников (по-английски «leader following») [6, 11, 12].

Следующая разновидность совместного управления группировками КА — обеспечение совместного безопасного полета двух и более геостационарных КА в окрестности одной рабочей точки геостационарной орбиты. Необходимость вызвана одной из следующих проблем:

размещение большого числа спутников на геостационарной орбите при ограниченном числе орбитальных позиций;

размещением КА одной группировки в виде некоторого виртуального объекта таким образом, что все эти КА движутся внутри диаграммы направленности наземных антенных систем.

В основе решения этих проблем лежат одновременно вопросы управления положением всех КА в орбитальной позиции геостационарной орбиты по долготе и широте (см. п. 2.4.1) с одновременным обеспечением безопасного относительного движения между ними. С учетом реальных ошибок определения орбит КА минимальное относительное расстояние между ними должно быть не менее ~5...10 км.

Такое управление реализуется разнесением векторов эксцентриситетов и наклонений (п. 2.2.5) или использованием гало-орбит [7]. Наиболее простой способ для двух КА — размещение линии узлов, совпадающей с линией апсид. (рис. 2.5.20). Тогда, каким бы ни было положение КА на своих орбитах, относительное расстояние между ними всегда будет не менее некоторого предельного значения, определяемого разностью эксцентриситетов и наклонений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А.** Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

2. **Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.** Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.

3. **Скребушевский Б.С.** Формирование орбит космических аппаратов, М.: Машиностроение, 1990. 256 с.

4. **Можаев Г.В.** Об использовании симметрии в линейных задачах оптимального управления. Ч. I, II // Автоматика и телемеханика. 1975. № 6. С. 22–30; № 7. С. 22–31.

5. **Можаев Г.В.** Решение некоторых задач оптимизации процессов гибкой коррекции движения спутниковых систем. Ч. I, II // Космические исследования. 2001. Т. 39, № 5. С. 518–530; № 6. С. 634–647.

6. **Ulybyshev Yu.** Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1998. V. 21, №. 1. P. 109–115.

7. **Chao C.-C.G.** Applied Orbit Perturbation and Maintenance, AIAA, Inc., Reston, Virginia, 2005, 264 p.

8. **Lasserre E., Dufour F., Bernussou J.** A Linear Programming Solution to the Homogeneous Satellite Constellation Station Keeping // 48th Intern. Astronautical Congress, Turin, Italy, 1997. 7 p.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

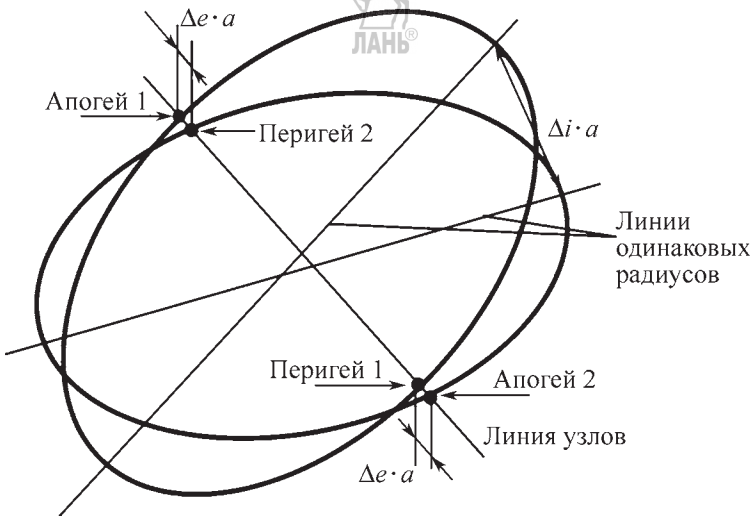


Рис. 2.5.20. Разнесение орбит двух геостационарных КА:
a — большая полуось; Δ*e* — разностный эксцентриситет; Δ*i* — разность наклонений

9. **Calvet J.L., Kardoudi G.** A Multilevel Approach for the Station-keeping of a Phased Satellite Constellation // 13th World IFAC Congress (IFAC' 96). San Francisco, USA, 1996. V. L. P. 55–60.

10. **Брайсон А., Хо Ю-Ши.** Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972. 543 с.

11. **Sabol C., Burns R., McLaughlin C.A.** Satellite Formation Flying Design and Evolution // Journal of Spacecraft and Rockets. 2001. V. 38, № 2. P. 270–278.

12. **Mesbahi M., Hadaegh F.** Formation Flying Control of Multiple Spacecraft via Graphs. Matrix Inequalities, and Switching // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2001. V. 24, № 2. P. 369–377.

Глава 2.6

ЛУННЫЕ И МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ТРАЕКТОРИИ

2.6.1. ЛУННЫЕ ТРАЕКТОРИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Классификация лунных траекторий и схемы полета

Лунными траекториями космического аппарата (*ЛТКА*) называют такие траектории полета КА, для которых минимальное расстояние ρ_{min} до центра Луны меньше радиуса сферы действия Луны (66 тыс. км).

В зависимости от **небесных тел отлета и прилета** КА ЛТКА можно разделить на несколько групп:

1. *Траектории полета от Земли к Луне*. Они начинаются вблизи Земли (с ее поверхности или с близкой орбиты ИСЗ) и достигают окрестности Луны. При этом траектории, достигающие поверхности Луны, применяются для доставки КА на Луну. Траектории, проходящие вблизи Луны, используются для перехода КА на орбиту *искусственного спутника Луны* (*ИСЛ*), они могут быть использованы в формировании траекторий *экспедиций* или для исследования Луны при *пролете* возле нее. В последнем случае такая траектория продолжается далее и ее можно применить для дальнейших исследований: она может стать начальной частью траекторий для возврата к Земле или для полета к другому телу. Все указанные случаи использованы на практике.

2. *Траектории полета от Луны к Земле*. Они начинаются в близкой окрестности Луны и приближаются к Земле для входа КА в плотные слои ее атмосферы, для перехода на орбиту ИСЗ или для пролета вблизи Земли. Данные траектории использованы на практике как заключительный элемент экспедиций или как заключительная часть траектории Земля – Луна – Земля.

3. *Траектории экспедиций Земля – Луна – Земля*. В проекте лунной экспедиции обычно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

предполагается мягкая посадка на поверхность Луны, выполнение там некоторых работ и возврат аппарата на Землю. Траектории для такой экспедиции формируются на основе двух предыдущих видов траекторий. Эти траектории были разработаны и использованы на практике (см. *примеры лунных траекторий*).

4. Траектории *полета от Земли к Луне, пролета у Луны и обратного полета к Земле*. При этом пролете у Луны для оптимального формирования всей траектории может быть применен лунный гравитационный маневр. Траектории разработаны и использованы на практике (см. далее).

5. Траектории *полета от Земли к Луне, пролета у Луны и дальнейшего полета к другому небесному телу* (к некоторой большой планете, астероиду, комете) или для формирования траектории в каком-либо космическом проекте с использованием, например, лунного маневра для пассивного увеличения константы энергии орбиты КА. Такие траектории разработаны и применены на практике.

В зависимости от **величины ускорения**, необходимого для управления и маневров при формировании лунных перелетов КА, сейчас встречается два типа траекторий:

1. Траектории полета КА с *двигателями большой тяги*. Это, в основном, *жидкостные ракетные двигатели* (*ЖРД*) и *ракетные двигатели на твердом топливе* (*РДТТ*). Для данных траекторий активные участки, т.е. участки полета КА с работающим двигателем, малы, поэтому такие траектории близки к *импульсным траекториям* (см. раздел 2.3). Они пока являются основными в практике космонавтики (см. далее).

2. Траектории полета КА с *малой тягой*. Она создается в основном *электрореактивными двигательными установками* (*ЭРДУ*). Кроме того, может быть применен солнечный парус, использующий для создания управляющего ускорения давление солнечного света. Такие траектории имеют, как правило, большие активные участки, поэтому они заметно отличаются от импульсных траекторий. Они позволяют осуществить космический перелет с небольшим расходом массы, но требуют существенно большего времени перелета. Траектория такого типа для полета с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ использована на практике при полете Европейского КА SMART-1. Для мягкой посадки на Луну и взлета с ее поверхности должны использоваться двигатели большой тяги.

В зависимости от **схемы перелета между Землей и Луной** лунные траектории КА можно разделить на три группы:

1. *Прямые перелеты* с большой тягой. Главная, пассивная часть траектории прямого перелета между Землей и Луной состоит из основной геоцентрической дуги в сфере действия Земли и небольшой дуги в *сфере действия Луны* (*СДЛ*). Первая дуга близка к дуге геоцентрической кеплеровской орбиты — эллипсу, гиперболе или параболе. Здесь движение КА, в основном, определяется притяжением Земли. Вторая дуга всегда близка к дуге селеноцентрической кеплеровской гиперболы. Движение КА в этом случае в основном определяется притяжением Луны.

Поэтому вся траектория прямого перелета от Земли к Луне включает начальный участок разгона и выведения на орбиту отлета от Земли и полета к Луне, что можно сделать с несколькими включениями двигателя и несколькими пассивными витками (см. п. 2.3.8), пассивную (без учета коррекций) геоцентрическую орбиту полета к СДЛ, быстрый пролет пограничной зоны у СДЛ, селеноцентрическую, близкую к гиперболе, пассивную (без учета коррекций) орбиту в СДЛ и, при посадке на Луну или переходе на орбиту ИСЛ, заключительный активный участок маневра торможения вблизи Луны. Последний участок также можно сделать с несколькими включениями двигателя и несколькими пассивными витками.

На рис. 2.6.1 в качестве примера приведена траектория полета советского КА Луна-2, впервые достигшего Луны в 1959 г.

Аналогично, вся траектория прямого перелета от Луны к Земле включает начальный активный участок разгона и выведения на орбиту отлета от Луны и полета к Земле, селеноцентрическую, близкую к гиперболе, пассивную (без учета коррекций) орбиту полета к границе СДЛ, быстрый пролет пограничной зоны у СДЛ, геоцентрическую пассивную (без учета коррекций) орбиту полета к Земле и вход в атмосферу Земли для посадки спускаемого аппарата или пролет у Земли или, при переходе на орбиту ИСЗ, заключительный активный участок маневра торможения вблизи Земли. В последнем случае для уменьшения расхода то-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

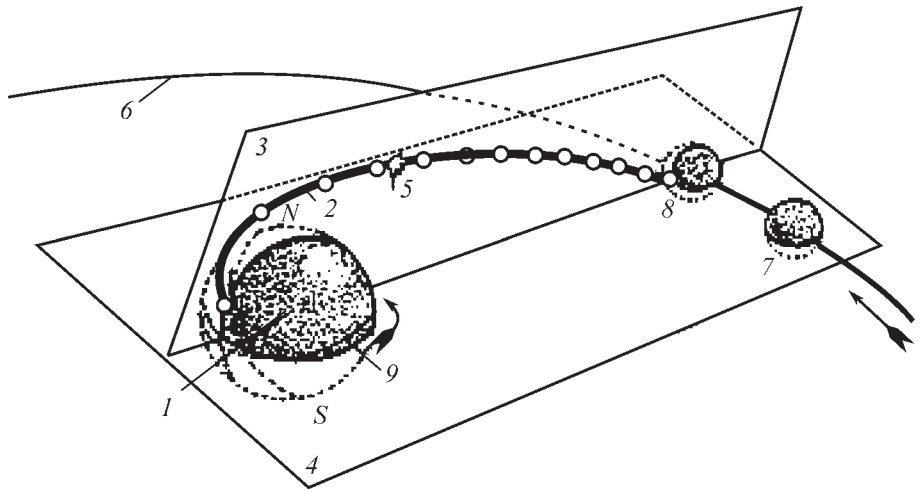


Рис. 2.6.1. Траектория полета КА Луна-2:
1 — Земля; *2* — орбита КА (запуск 12 сентября 1959 г.); *3* — плоскость орбиты КА; *4* — плоскость орбиты Луны; *5* — искусственное натриевое облако; *6* — орбита Луны; *7* — Луна; *8* — точка падения КА на поверхность Луны (30° с.ш. и 0° д., 14 сентября 0 ч 2 мин. 24 с, через ~33,5 ч полета); *9* — экватор Земли; *N*, *S* — северный и южный полюсы Земли

плива КА можно применить аэродинамическое торможение.

Обычно при перелетах между Землей и Луной выполняются коррекции для компенсации исполнительных ошибок на активных участках выведения КА, а также ошибок определения орбиты и исполнительных ошибок предыдущих коррекций.

Прямые перелеты аналогичны двухимпульсным межорбитальным перелетам КА типа Гомана–Цандера (см. гл. 2.3), в данном случае — между орбитами ИСЗ и Луны. В практике космонавтики они являются до настоящего времени основными. Их преимущества — небольшое время полета (до ~5...20 сут), устойчивость траектории к ошибкам выведения. Характеристики траекторий прямых перелетов описаны в [1–4].

2. *Непрямые, обходные перелеты* с большой тягой. Они геометрически аналогичны трехимпульсным БЭП Штернфельда (см. гл. 2.3), но динамически отличаются от них, имеют отлет от Земли на большое расстояние (около 1,5 млн км), где под влиянием солнечной гравитации пассивно меняется перигейное расстояние траектории КА от малого значения около Земли ~ до радиуса Лунной орбиты. Кроме того, под влиянием гравитационных воздействий Земли и Луны в районе коллинеарной точки либрации («залунной» точки L_2 или «долунной» точки L_1) системы Земля–Луна осуществляется пассивный захват (для полета Земля–Луна) на вытянутую селеноцентрическую орбиту спутника Луны или пассивное освобождение (для перелета Луна–Земля) с вытянутой селеноцентрической орбиты спутника Луны.

Достоинством этих траекторий, обнаруженных и исследованных в последнее время, [5–9] является уменьшение расхода топлива на торможение около Луны ввиду эллиптичности селеноцентрических орбит, которые, хотя и имеют высокий апоселений, тем не менее позволяют заметно уменьшить по сравнению с прямыми перелетами, для которых движение у Луны — гиперболическое, импульс скорости при торможении для посадки на Луну или перехода на орбиту ИСЛ, а также при разгоне у Луны для обратного полета к Земле.

Их недостатки — большое время полета (~100 сут) и чувствительность к возмущениям, что приводит к необходимости применять более совершенную систему управления и навигации.

На рис. 2.6.2, 2.6.3 приведены примеры обходных траекторий перелета Луна–Земля [9]. E, M – Земля и Луна соответственно, S указывает направление на Солнце, *D* — точка отлета с периселения орбиты ИСЛ 11 мая

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

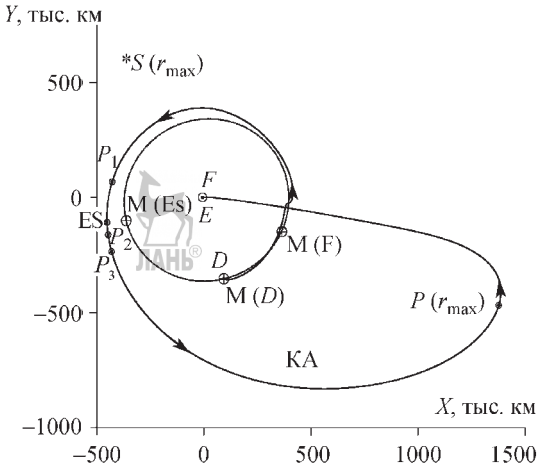


Рис. 2.6.2. Обходная геоцентрическая траектория полета КА с Луны к Земле

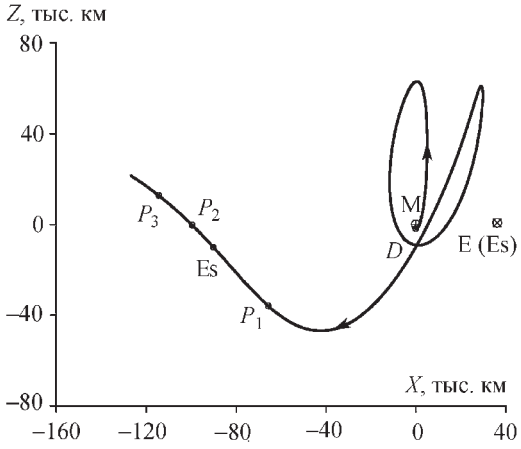


Рис. 2.6.3. Селеноцентрическая обходная траектория Луна–Земля в начальной части полета

2001 г. (высота $H_{\pi 0} = 100$ км, большая полуось $a_0 = 38\,455$ км, время полета $t_0 = 0$); P_1 — точка с эллиптическим селеноцентрическим движением (время полета $t_1 \approx 19$ сут, $a_1 \approx 79$ тыс км, расстояние от Луны $\rho_1 \approx 76$ тыс. км), Es — точка освобождения от притяжения Луны, достижения параболической скорости с нулевой скоростью «на бесконечности» (предельная скорость для гиперболической и параболической оскулирующей орбиты, соответствующая бесконечно большому расстоянию от центра притяжения) $V_\infty = 0$, $t_{Es} = 20{,}6$ сут, $\rho_{Es} \approx \approx 92$ тыс. км, P_2 — точка гиперболического движения с $V_{\infty 2} = 0{,}15$ км/с, $t_2 \approx 21{,}1$ сут, $\rho_2 \approx \approx 101$ тыс. км, P_3 — точка с $V_{\infty 3} = 0{,}25$ км/с, $t_3 \approx 21{,}9$ сут, $\rho_3 \approx 120{,}2$ тыс км, $P(r_{max})$ — точка наибольшего расстояния от Земли ($r_{max} \approx 1{,}47$ млн км, $t \approx 70$ сут), F — конечная точка входа в плотные слои атмосферы Земли (высота условного перигея $H_{\pi f} = = 50$ км, $t_f \approx 113$ сут).

3. *Многовитковые перелеты с малой тягой*. При полете с малой тягой траектория полета от ИСЗ к ИСЛ имеет многовитковый начальный разгон от Земли, захват Луной на вытянутую орбиту спутника Луны и последующее многовитковое торможение. На рис. 2.6.4, 2.6.5 [10] приведены геоцентрическая и селеноцентрическая траектории полета КА SMART-1 от ИСЗ к ИСЛ.

В зависимости от схемы выведения с большой тягой на траекторию полета от Земли к Луне различают перелеты с *непрерывной схемой выведения* и *перелеты с пассивным участком* на *промежуточной* (*переходной*, *опорной*) орбите ИСЗ [4].

Непрерывная схема выведения использовалась в первых советских проектах полетов к Луне. Для нее энергетические затраты на активном участке существенно зависят от положения точки старта на Земле и положения Луны на ее орбите в момент сближения с КА. Кроме того, ввиду большой протяженности активного участка для этой схемы становятся велики *гравитационные потери* (см. п. 2.3.8).

Применение энергетически экономной схемы запуска с участком пассивного движения по промежуточной орбите ИСЗ делает не очень существенной зависимость энергетических затрат от положения Луны и точки старта, уменьшает гравитационные потери.

В зависимости от *числа активных участков* для разгона с круговой или околокруговой орбиты ИСЗ (или ИСЛ) на сильно вытянутую эллиптическую или гиперболическую орбиту при полете с большой тягой различают разгон с одним активным участком или с несколькими участками. Применение нескольких активных участков позволяет уменьшить гравитационные потери (см. разд. 2.3.8).

Аналогичная ситуация имеет место при торможении для перехода на орбиту околокругового спутника Луны.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

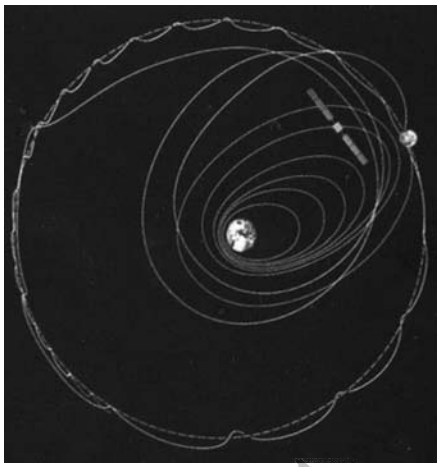


Рис. 2.6.4. Геоцентрическая траектория полета КА SMART-1 от Земли к Луне с малой электрореактивной тягой

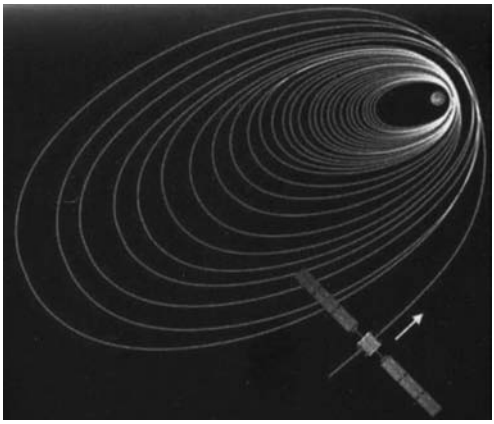


Рис. 2.6.5. Селеноцентрическая траектория полета КА SMART-1 от Земли к Луне на конечном участке торможения

По *баллистической цели* траектории полета от Земли к Луне можно разделить на несколько групп:

1. Траектории *высокоскоростного достижения поверхности* Луны. Здесь нет гашения скорости КА, поэтому происходит столкновение КА с Луной со скоростью ~2,3...2,6 км/с и больше, в зависимости от константы энергии орбиты подлета к Луне. Таким был полет советского КА «Луна-2» в 1959 г., впервые достигшего поверхности Луны.

2. Траектории *посадки на поверхность* Луны. Здесь требуется торможение движения КА относительно Луны и гашение практически всей скорости КА включением ракетного двигателя. Возможны два варианта:

а) посадка может быть прямой, осуществляемой непосредственно с подлетной баллистической дуги траектории, без предварительного перехода на орбиту ИСЛ. В этом случае различают вертикальную посадку, когда скорость V подлета КА к поверхности Луны перед торможением примерно перпендикулярна поверхности, и наклонную, когда скорость V наклонена к поверхности. В случае вертикальной посадки может быть использована более простая система управления, но имеется меньший выбор точек посадки в силу геометрии траекторий подлета к Луне. Этот вариант был реализован в советском КА «Луна-9», в 1966 г. впервые совершившем мягкую посадку на поверхность Луны. В случае наклонной посадки система управления сложнее, но расширяется диапазон точек посадки. Этот случай использован в проекте США «Сервейор»;

б) посадка может быть осуществлена с первоначальным переходом на орбиту ИСЛ и последующим спуском к поверхности с орбиты ИСЛ. Этот вариант дает больше возможностей для посадки в разные точки лунной поверхности, в частности, на обратную сторону Луны.

3. Траектории *перехода на орбиту ИСЛ*. Этот переход называют *захватом*. При некоторых условиях (для обходной схемы полета с большой тягой или при полете с малой тягой) он может быть осуществлен пассивным, гравитационным путем — на вытянутую орбиту ИСЛ. Чаще захват осуществляется активным путем, с помощью включения ракетного двигателя. При этом происходит торможение движения КА относительно Луны и уменьшение его скорости до необходимой скорости эллиптического движения.

4. Траектории *пролета у Луны*, которые часто используются для выполнения лунного гравитационного маневра.

Методы расчета лунных траекторий

В зависимости от задачи и требуемой точности определения траектории применяют различные расчетные схемы. Приведем три основных метода.

Метод точечной сферы действия Луны. Применение довольно простой модели расчета с использованием данного метода часто оказывается достаточным для приближенного качественного анализа характеристик лун-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ных траекторий в прямой схеме полета КА с большой тягой. Эта модель первоначально использовалась для расчета межпланетных перелетов. Затем было выявлено, что ее можно применить и для анализа лунных перелетов (см. [1–3], [11–14], подробная библиография дана в [13]). В соответствии с данным методом СДЛ стягивается в точку, так что геоцентрическая траектория КА представляется кеплеровской дугой, проходящей через центр Луны в момент подлета к ней или отлета от нее. Находя для этого момента скорость КА относительно Луны, полагаем ее равной скорости на бесконечности селеноцентрического движения. На основе этой скорости и, задавая радиус в периселении орбиты, строим селеноцентрическое движение КА. Методика подробно описана в указанных работах. Полезной здесь оказывается геометрия скоростей и скоростных многообразий.

Метод сфер действия используется для ограниченной задачи трех тел при анализе движения точки нулевой массы (КА) в поле притяжения тела большой массы (Земли) и тела меньшей массы (Луны). СДЛ (с массой m_{M}) относительно Земли (с массой m_{E}) называют сферу вокруг Луны радиуса

$$R = r_{\text{M}}(m_{\text{M}}/m_{\text{E}})^{2/5}, \qquad (2.6.1)$$

где r_{M} — расстояние от Земли до Луны ($\approx 384\,400$ км), $m_{\text{M}}/m_{\text{E}} \approx 0{,}0123$. Среднее значение радиуса СДЛ составляет 66 000 км.

Данный метод предполагает, что при движении КА вне СДЛ пренебрегают возмущениями от Луны, а при движении внутри СДЛ игнорируют возмущения от Земли. Поэтому траекторией движения КА вне СДЛ будет дуга геоцентрического конического сечения — эллипса, параболы или гиперболы, в фокусе которого лежит центр масс Земли.

Траекторией движения КА в СДЛ (для прямого перелета) станет дуга селеноцентрической гиперболы. При быстром пролете границы сферы действия данный метод позволяет хорошо описывать движение точки. Подробно вопросы построения алгоритма на основе метода сфер действия и его характеристики описаны, например, в [1–4, 11].

Достоинством метода является возможность построения с помощью конечных формул, без численного интегрирования, быстродействующего алгоритма приближенного расчета траектории движения КА для прямых лунных перелетов. Недостаток — громоздкость алгоритма и неучет возмущений.

Метод численного интегрирования уравнений движения КА в космическом пространстве. Для данного метода построения и анализа лунных траекторий обычно движение КА получается интегрированием уравнений движения точки в невращающейся геоэкваториальной геоцентрической прямоугольной системе координат *OXYZ*, определяемой средним равнодействием и экватором Земли:

$$\frac{d^2\boldsymbol{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_{\text{E}}}{r^3}\boldsymbol{r} + \mu_{\text{M}}\left(\frac{\boldsymbol{r}_M - \boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}_{\text{M}} - \boldsymbol{r}|^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\text{M}}}{r_{\text{M}}^3}\right) + \mu_{\text{S}}\left(\frac{\boldsymbol{r}_{\text{S}} - \boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}_{\text{S}} - \boldsymbol{r}|^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\text{S}}}{r_{\text{S}}^3}\right) + \boldsymbol{a}_J + \boldsymbol{a}_G + \boldsymbol{a}_P + \boldsymbol{a}_{SP} + \boldsymbol{a}_{\text{M}} + \boldsymbol{a}_r; \qquad (2.6.2)$$

$$\boldsymbol{a}_J = \frac{3\mu_{\text{E}} J_2 R_e^2}{2r^5}\left(\frac{5(\boldsymbol{rk})^2}{r^2}\boldsymbol{r} - 2(\boldsymbol{rk})\boldsymbol{k} - \boldsymbol{r}\right), \qquad (2.6.3)$$

где $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{r}_{\text{M}}$, $\boldsymbol{r}_{\text{S}}$ — радиус-векторы КА, центра масс Луны, Солнца соответственно $r = |\boldsymbol{r}|$, $r_{\text{S}} = |\boldsymbol{r}_{\text{S}}|$, $r_{\text{M}} = |\boldsymbol{r}_{\text{M}}|$; μ_{E} (398 600,45 км^3/с^2), μ_{M} (4902,799 км^3/с^2), μ_S (1,32712439935·10^{11} км^3/с^2) — гравитационные постоянные Земли, Луны, Солнца соответственно; $\boldsymbol{a}_J$ — возмущающее ускорение, вызванное второй зональной гармоникой геопотенциала; $\boldsymbol{a}_G$, $\boldsymbol{a}_P$, $\boldsymbol{a}_{SP}$, $\boldsymbol{a}_M$, $\boldsymbol{a}_r$ — возмущающие ускорения, вызванные другими гармониками геопотенциала, притяжением планет, солнечным давлением, гармониками лунного потенциала и другими возмущениями (релятивистские поправки и т.д.) соответственно [15–18]; J_2 (0,0010826348), R_e (6378,136 км) — динамический коэффициент формы и экваториальный радиус Земли соответственно; $\boldsymbol{k} = (0, 0, 1)$ — орт по оси вращения Земли *OZ*.

В зависимости от задачи и необходимой точности расчета учитываются разные возмущения. В большинстве случаев прямого и обходного перелетов достаточно брать в расчет первые четыре члена в уравнении движения КА: притяжение Земли, Луны и Солнца как материальных точек, а также ускорение $\boldsymbol{a}_J$ от главной гармоники геопотенциала. Остальные члены, как правило, вносят небольшие поправки в параметры лунной траектории.

Для интегрирования системы (2.6.2, 2.6.3) могут быть использованы разные способы, например, метод интегрирования [19], разработанный в Институте прикладной математики им. Келдыша РАН для расчета траекторий КА.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Координаты Луны и Солнца вычисляются, например, по JPL-эфемеридам DE403 или по аналитическим разложениям [18, 20].

Примеры лунных траекторий

Информация о характеристиках лунных траекторий и схем полета имеется в ряде обзорных работ ([21–24]). Приведем краткие данные по траекториям и схемам полета для лунных проектов, характерных для выполнения типичных лунных задач космонавтики:

1. *КА «Луна-1»* (*СССР*). 2 января 1959 г. запущена автоматическая станция «Луна-1». Трехступенчатая ракета «Лунник-Восток-Е» осуществила запуск станции и вывела ее на траекторию полета от Земли к Луне (см. рис. 2.6.6) [4]. Масса станции составила ~360 кг. Это был первый в мире полет к Луне, станция получила название «Мечта». Геоцентрическая орбита — гиперболическая, впервые была достигнута и превышена вторая космическая скорость, при запуске использовалась непрерывная схема выведения. По пути к Луне для наблюдения с Земли полета КА на расстоянии 413 тыс. км с борта станции было выпущено облако натрия, создана искусственная комета. Время полета до Луны составило ~1,5 сут. 4 января 1959 г. станция пролетела на расстоянии ~5 965 км от лунной поверхности. При дальнейшем движении «Луна-1» стала первой в мире искусственной планетой, на рис. 2.6.7 приведена ее гелиоцентрическая орбита.

2. *КА Pioneer-4* (*США*). КА был запущен 3 марта 1959 г. Он пролетел от Луны на расстоянии ~60 000 км и в дальнейшем стал второй искусственной планетой. Его орбита похожа на орбиту КА «Луна-1».

3. *Автоматическая межпланетная станция* (*АМС*) *Луна-2.* Советская станция «Луна-2» осуществила первый перелет с Земли на другое небесное тело, Луну. Запуск произведен 12 сентября 1959 г. Аппарат массой 390 кг и последняя ступень РН достигли Луны через 34 ч полета 14 сентября 1959 г. в точке с координатами 0° д. и 30° с.ш. вблизи кратеров Архимед, Аристил и Автолик. Траектория полета КА «Луна-2» представлена на рис. 2.6.1. По своим характеристикам она близка к траектории «Луны-1», не производилась коррекция орбиты, и точному попаданию в Луну способствовала малость ошибок выведения и слабая чувствительность гиперболической геоцентрической орбиты КА к ошибкам начала пассивного полета, обусловленными исполнительными ошибками ракеты выведения, не было и торможения скорости при сближении с Луной.

4. *КА «Луна-3»*. Советская АМС «Луна-3» стала первым КА, облетевшим Луну. Она сфотографировала обратную сторону Луны, вернулась к Земле и передала эти полученные изображения. Запуск осуществлен 4 октября

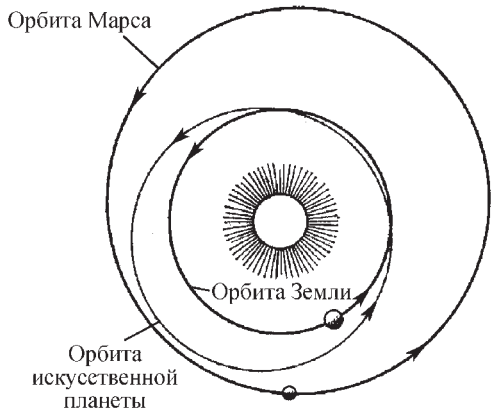


Рис. 2.6.7. Гелиоцентрическая орбита КА Луна-1

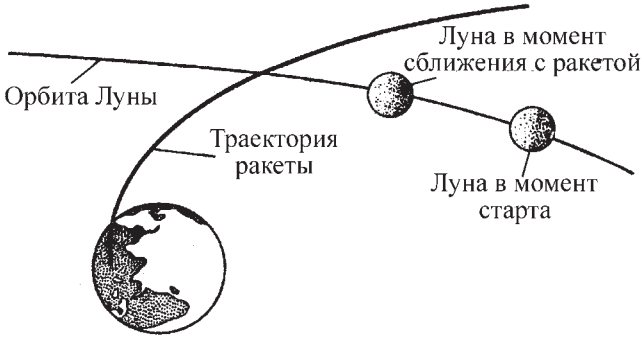


Рис. 2.6.6. Геоцентрическая орбита КА Луна-1

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

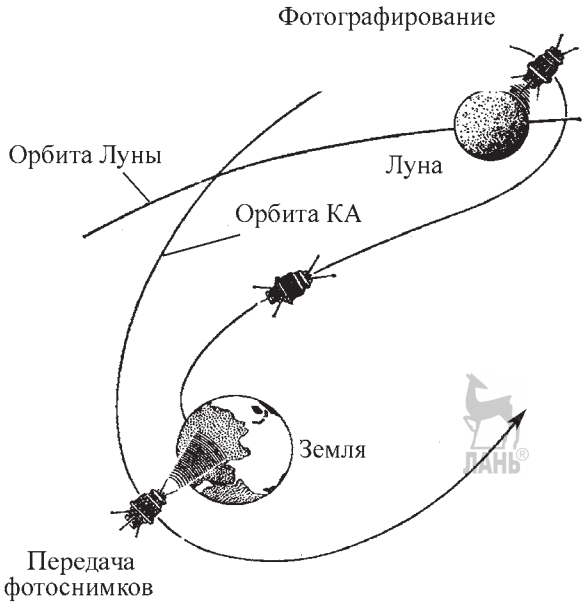


Рис. 2.6.8. Орбита КА «Луна-3»

1959 г. с использованием непрерывной схемы выведения.

На рис. 2.6.8 приведена траектория полета КА «Луна-3» [4]. Геоцентрическая орбита полета к Луне — эллиптическая со временем полета до Луны ~2,5 сут [25]. Максимальное расстояние от Земли в апогее орбиты составило 480 тыс км. Коррекции орбиты также не производилось, реализация полета достигнута малостью ошибок выведения. КА массой ~280 кг обогнул Луну и прошел на расстоянии 6200 км от ее поверхности. 7 октября 1959 г. проведено фотографирование ~ 70 % обратной стороны Луны. После облета Луны КА полетел к Земле и передал на Землю изображения. Совершив 11 оборотов вокруг Земли, КА вошел в ее атмосферу и прекратил свое существование.

На траектории КА «Луна-3» впервые осуществлен гравитационный маневр, ставший элементом формирования его траектории. КА «поднырнул» под Луну, обогнул ее и в результате ее воздействия полетел к Земле в северном направлении, что было нужно для связи с ним с территории СССР.

5. *КА «Рейнджер»* (*США*). В 1962–1965 гг. США провели несколько запусков КА «Рейнджер». Их схема полета представлена на рис. 2.6.9 [21].

Время полета до Луны по эллиптической геоцентрической орбите составило ~ 65 ч, скорость сближения с Луной — около 2,6...2,7 км/с.

«Рейнджер-4» (1962 г.) стал первым КА США, достигшим Луны. КА «Рейнджер 7...9» сблизились с Луной, получили до разрушения и передали на Землю снимки поверхности Луны в районах Морей Облаков и Спокойствия, Кратера Альфонса.

6. *Станция «Зонд-3»*. Советская автоматическая станция «Зонд-3» запущена к Луне 18 июля 1965 г. РН «Молния». В процессе выведения использован пассивный полет по промежуточной орбите. 20 июля 1965 г. КА пролетел около Луны на расстоянии 9 219 км от нее и провел фотографирование ее обратной стороны, в частности, области, не наблюдавшейся КА «Луна-3». На рис. 2.6.10 дана схема полета КА «Зонд-3» [4].

7. *Станция «Луна-9»* (*СССР*). КА «Луна-9» впервые осуществил мягкую посадку на Луну для получения телевизионной панорамы лунной поверхности, передачи ее на Землю и определения свойств лунного грунта.

На рис. 2.6.11 приведена схема полета КА [4]. Выведение осуществлено РН «Молния», с пассивным перелетом по промежуточной орбите ИСЗ. Масса КА составила ~ 1500 кг, мас-

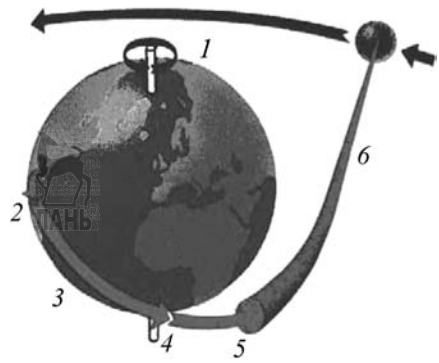


Рис. 2.6.9. Схема полета КА Рейнджер-6 – Рейнджер-9:
1 — запуск РН; *2* — первое включение ступени «Аджена»; *3* — пассивный полет по промежуточной орбите; *4*, *5* — разгон к Луне с помощью ступени «Аджена» и двигателя коррекции соответственно; *6* — коррекция траектории

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

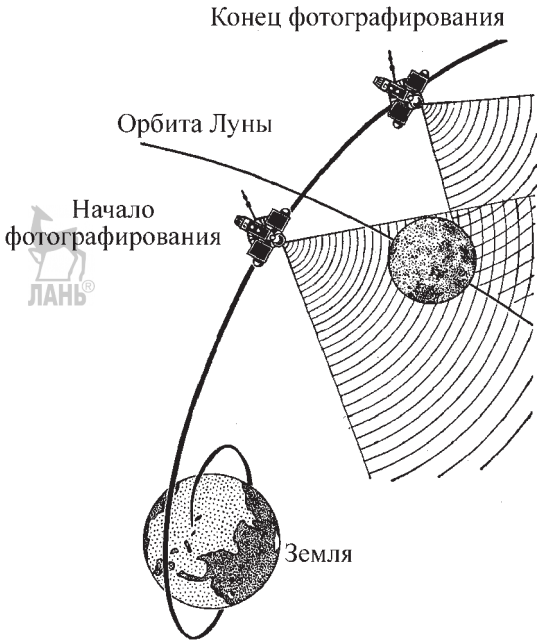


Рис. 2.6.10. Схема полета КА «Зонд-3»

са лунной станции — 100 кг. Оптимальное время полета равнялось ~3,5 сут, оно минимизировало суммарные расходы топлива на выведение, коррекцию и торможение около Луны ([26, 2].

В процессе полета выполнена одна коррекция орбиты для компенсации ошибок выведения, аппарату сообщен импульс скорости $\Delta V \approx 71$ м/с. Для ориентации оси тормозной двигательной установки (ДУ) по фактической скорости КА у лунной поверхности использована специальная оптическая система ориентации и навигации «Лунная вертикаль», она осуществила ориентацию оси ДУ по направлению на центр Луны на определенном расстоянии от него (~8 300 км), где это направление параллельно скорости КА при торможении [26, 27, 2]. Применялась вертикальная посадка, что задавало район посадки на Луне. Запуск КА осуществлен 31 января 1966 г., торможение скорости 2 600 м/с и мягкая посадка произведены 3 февраля 1966 г. в Океане Бурь, в точке с координатами 64°22′ з.д. и 7°08′ с.ш.

8. *КА «Сервейор»* (*США*). Близкую схему полета имели КА «Сервейор» (США), осуществившие в 1966–1968 гг. (с 2 июня 1966 г.) несколько полетов к Луне с мягкой посадкой. КА «Сервейор» осуществлял наклонную посадку, что расширяло возможности по ее месту.

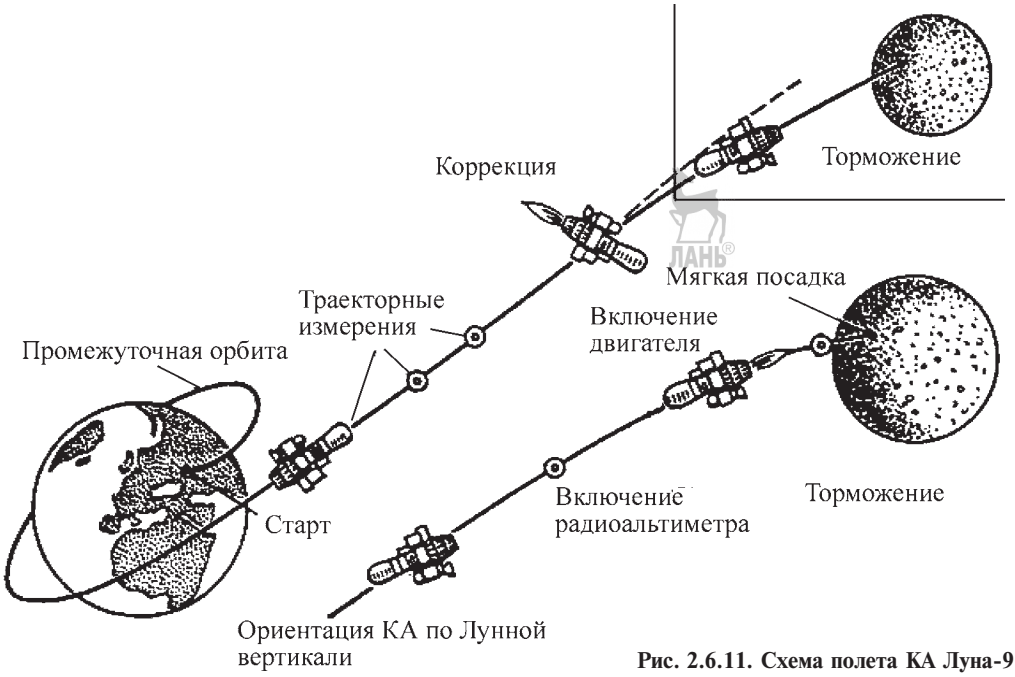


Рис. 2.6.11. Схема полета КА Луна-9

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

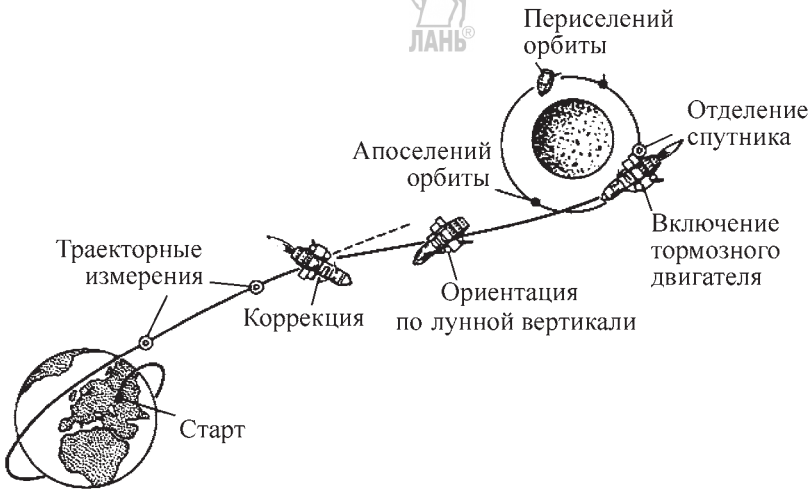


Рис. 2.6.12. Схема полета КА «Луна-10»

9. *КА «Луна-10»* (*СССР*). КА «Луна-10» стал первым ИСЛ. Траектория КА близка к траектории КА «Луна-9» (см. рис. 2.6.12) [4]. Только она проходит мимо Луны, и вблизи ее периселения сообщается тормозной импульс несколько меньшей величины, снижая скорость КА не до нуля, а до скорости на орбите ИСЛ ~1700 м/с. Запуск КА «Луна-10» осуществлен 31 марта 1966 г., торможение скорости и переход на орбиту спутника произведены 3 апреля 1966 г. Был создан спутник с расстояниями в периселении и в апоселении 350 км и 1 018 км соответственно, периодом ~3 часа, наклонением ~72°. Спутник функционировал ~460 витков. Этот и последующие искусственные спутники позволили разработать модель гравитационного поля Луны [17].

10. *КА «Лунар Орбитер»* (*США*). Близкую схему полета имели КА «Лунар Орбитер» с запусками в 1966–1976 гг., начиная с 10 августа 1966 г., осуществившие несколько полетов к Луне с переходом на орбиты ИСЛ. «Лунар Орбитер-1» имел время полета до Луны 92 ч, орбиту ИСЛ с высотами 189×1 867 км, периодом 3 ч 37 мин, наклонением 12°. Эти аппараты также позволили разработать модель гравитационного поля Луны, в частности, обнаружить масконы.

11. *Станции «Зонд-5...8»* (СССР), 1968–1970 гг. Эти КА предназначены для отработки техники облета Луны и возвращения на Землю со второй космической скоростью. Они планировались для полета как в автоматическом, так и в пилотируемом вариантах. Для полета в пилотируемом варианте разработана весьма совершенная система автономной навигации, но были реализованы полеты только в автоматическом варианте.

На рис. 2.6.13 приведена траектория полета КА «Зонд-6», совершившего управляемый спуск в атмосфере [4]. На рис. 2.6.14 дана схема спуска [21]. Выведение осуществлялось ракетой «Протон» с дополнительной четвертой ступенью.

12. *Проект пилотируемой лунной экспедиции Аполлон* (США), 1968–1972 гг. Для проекта лунной экспедиции выбиралась оптимальная схема полета, приведенная на рис. 2.6.15 [4]. Она включала запуск ракетой «Сатурн» (точки 1, 2), пассивный полет по опорной орбите и выведение на орбиту полета к Луне (3, 4), коррекции орбиты, маневры торможения и выход на орбиту ИСЛ (6, 7). Затем лунная кабина с двумя космонавтами отделялась от основного блока с одним космонавтом и спускалась на Луну (8...10). После исследований на Луне осуществлялся взлет лунной кабины с Луны и ее стыковка с основным блоком на орбите ИСЛ (11...13). Затем, после отделения взлетной ступени, происходило ускорение КА и выведение его на траекторию полета к Земле (14). При подлете к Земле спускаемый аппарат отделялся от основного блока КК, входил в ее атмосферу, и осуществлялось его приводнение (15...17). Важными компонентами обеспечения безопасности

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

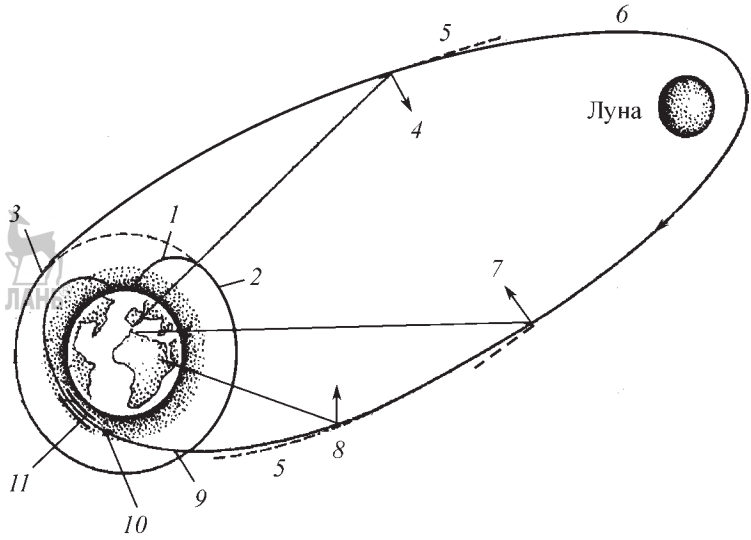


Рис. 2.6.13. Схема полета КА «Зонд-6»:
1 — выведение на промежуточную орбиту; *2* — промежуточная орбита; *3* — старт к Луне; *4* — первая коррекция на расстоянии $r_{к1} \approx 246\,000$ км с корректирующим импульсом скорости $\Delta V_{к1}$; *5* — движение без коррекции; *6* — облет Луны; *7* — вторая коррекция, $r_{к2} \approx 236\,000$ км, импульс скорости коррекции $\Delta V_{к2}$; *8* — третья коррекция, $r_{к3} \approx 120\,000$, импульс $\Delta V_{к3}$; *9* — отделение спускаемого аппарата; *10* — спуск в атмосфере; *11* — коридор входа

полета были навигация и управление, для этой экспедиции были разработаны специальная автономная система навигации и управления полетом.

КА «Аполлон-8, -10» (1968–1969 гг.) осуществили первые пилотируемые полеты на орбиты ИСЛ и возврат на Землю. 16 июля 1969 г. КА Аполлон 11 был запущен для полета к Луне. 20 июля 1969 г. лунная кабина (Н. Армстронг и Э. Олдрин) осуществила первую пилотируемую посадку на Луну в море Спокойствия. Затем КА «Аполлон 12, 14...17» осуществили полеты на Луну с посадкой на ее поверхность.

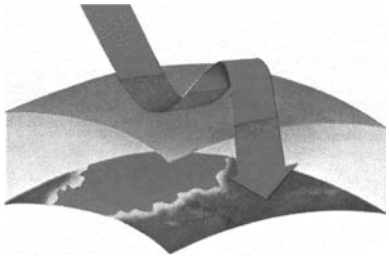


Рис. 2.6.14. Схема управляемого спуска КА «Зонд-6» в атмосфере Земли

13. *Проект автоматической лунной экспедиции* (СССР), 1970, 1972, 1976 гг. В рамках этого проекта КА «Луна-16, -20, -24» доставили на Землю образцы лунного грунта. Схема полета похожа на схему полета КА «Аполлон». Запуск КА производился ракетой «Протон» с дополнительной четвертой ступенью. Время полета до Луны составляло ~ 4,5 сут. После этого КА тормозился и переводился на круговую селеноцентрическую орбиту высотой ~110 км [4]. Затем формировалась предпосадочная орбита с низким периселением в 12 км, с нее осуществлялась посадка. После взятия лунного грунта осуществлялся старт взлетной ступени и ее непосредственное выведение на траекторию полета к Земле. На орбите полета от Луны к Земле коррекция не проводилась. Возвращаемый аппарат достиг Земли, тормозился в ее атмосфере и совершал мягкую посадку, доставляя лунный грунт на Землю (105, 55, 170 г).

14. *КА Hiten* (Япония), 1990–1993 гг. 27 апреля 1991 г. КА Hiten после серии гравитационных лунных маневров выведен на траекторию нового обходного типа (см. рис. 2.6.16) [28]. На рисунке приведена геоцентрическая траектория КА во вращающейся системе координат.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

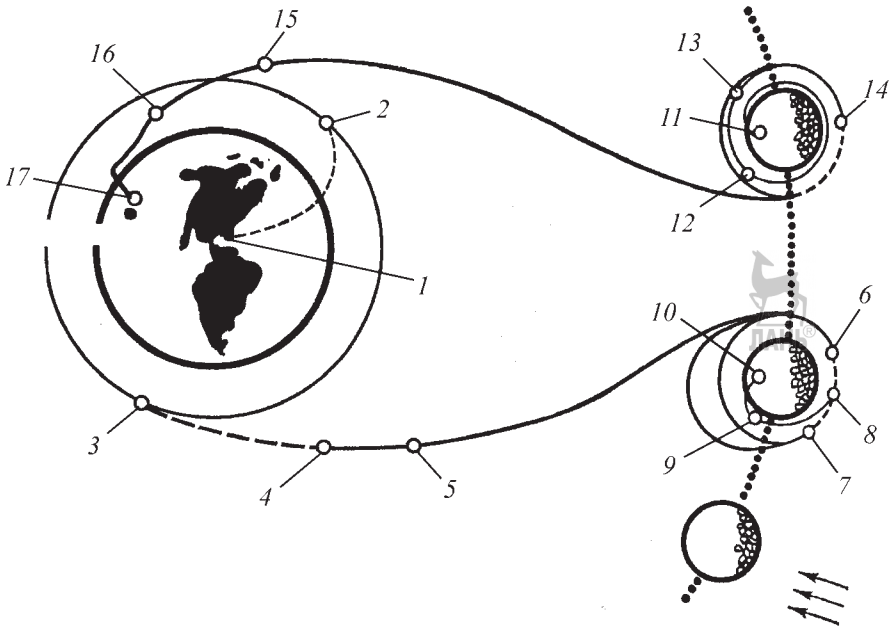


Рис. 2.6.15. Схема полета КА экспедиции «Аполлон»

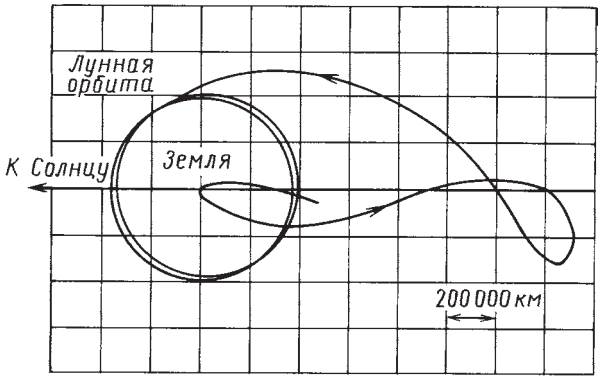


Рис. 2.6.16. Полет КА Hiten с переходом на высокоапогейную геоцентрическую траекторию обходного типа

Эта траектория имеет высокий апогей ~1 500 000 км. В процессе движения КА в районе этого апогея солнечные возмущения увеличивают перигейное расстояние до радиуса орбиты Луны. При дальнейшем приближении к Луне под влиянием лунно-земной гравитации можно осуществить захват КА на сильно вытянутую эллиптическую орбиту ИСЛ, 15 февраля 1992 г. он был переведен на орбиту ИСЛ с высотами в периселении и апоселении 3 000×50 000 км. 11 апреля 1993 г. он был направлен на соударение с Луной (см. рис. 2.6.17) [28]. На рисунке приведено селеноцентрическое движение КА в конце полета.

Обходная, непрямая схема полета может быть использована и для перелета от Луны к Земле. На рис. 2.6.2 и 2.6.3 приведен пример такой обходной траектории перелета Луна–Земля.

15. *Перелет с Земли на ГСО и обратно.* При выведении КА на ГСО с помощью двигателя большой тяги обычным действием является прямое выведение КА по двухимпульсной квазигомановской схеме (см. гл. 2.3). Однако анализ показал, что при широте точки старта свыше ~28° (для Российских космодромов Байконур и Плесецк) энергетически выгоднее использовать не прямую схему полета, а обходную, с предварительным подлетом к Луне [29], [12] (см. п. 2.3.6). При этом выполняется лунный гравитационный маневр с пассивным изменением наклонения и перигейного расстояния и только затем осуществляется подлет к ГСО (см. п. 2.3.6, рис. 2.3.17 на с. 139). Данная схема полета реализована в 1998 г. для выведения спутника ASIASAT 3/HGS-1 [23, 24, 30]. На рис. 2.6.18 приведена траектория полета КА

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

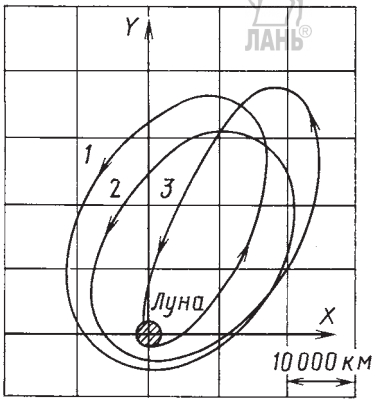


Рис. 2.6.17. Полет КА Hiten — последние витки селеноцентрического эллиптического движения

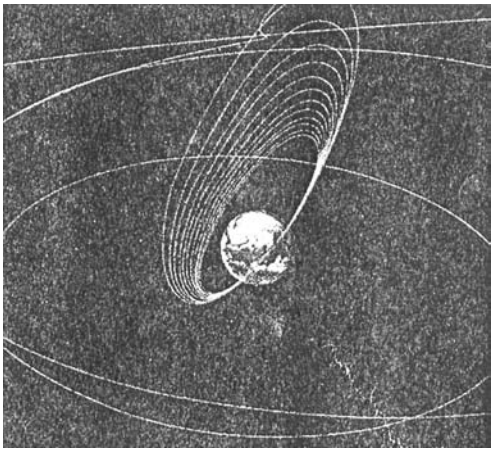


Рис. 2.6.18. Траектория выведения КА ASIA SAT 3/HGS-1 на ГСО

ASIASAT 3/HGS-1 на ГСО с близким пролетом у Луны.

Для задачи возвращения КА с ГСО к Земле также выгоднее использовать не «прямую» схему спуска с уменьшением скорости КА на ~1 490 м/с, а обходную схему с разгоном на ~1 100 м/с, подлетом к Луне, выполнением гравитационного маневра торможения и последующим полетом к Земле [14]. На рис. 2.6.19 и 2.6.20 приведена в проекции на плоскость геоэкватора траектория такого спуска на Землю Е при отлете с ГСО 29 декабря 2000 г. и времени полета ~ 9,4 сут. На рис. 2.6.19 показано геоцентрическое движение КА. На рис 2.6.20 приведено селеноцентрическое движение КА при облете Луны. Здесь же дана геометрическая схема изменения скорости КА при выполнении гравитационного маневра от скорости подлета к Луне V_∞^- до скорости отлета от Луны V_∞^+, δ — угол поворота селеноцентрической скорости.

16. *КА SMART-1.* На рис. 2.6.4 и 2.6.5 приведена траектория полета КА SMART-1 с малой тягой. Для нее характерна многовитковая структура и захват Луной на вытянутую эллиптическую селеноцентрическую орбиту.

Замечание. Большинство реализованных к настоящему времени лунных траекторий осуществляется при движении КА с двигателями большой тяги и, кроме того, по прямой схеме полета с малым временем перелета между Землей и Луной. Однако теоретический анализ и практика космонавтики показывают, что перспективными могут быть и новые схемы лунных траекторий — с малой тягой и обходные варианты полета. Существенную экономию энергетики дает также разгон и торможение с несколькими активными участками. Эти экономные перелеты требуют большего времени полета, а также применения более совершенных систем навигации и управления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Егоров В.А.** Пространственная задача достижения Луны. М.: Наука, 1965. 224 с.

2. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.

3. **Егоров В.А., Гусев Л.И.** Динамика перелетов между Землей и Луной. М.: Наука. 1980. 544 с.

4. **Космонавтика:** энциклопедия / под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.

5. **Belbruno E.A., Miller J.K.** Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1993, V. 16, № 4. P. 770–775.

6. **Yamakawa H., Kawagushi J., Ishii N.,** et al. On the Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conf. Victoria, B.C., Canada, Aug.16–19, 1993. Paper AAS 93-633. 20 p.

7. **Bello Mora M., F. Graziani, P. Tiofilatto,** et al. A Systematic Analysis On Week Stability Boundary Transfers To The Moon // Proc. of 51st Intern. Astronautical Congress, IAF-00-A.6.03, Rio de Janeiro, Brazil, October 2000.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

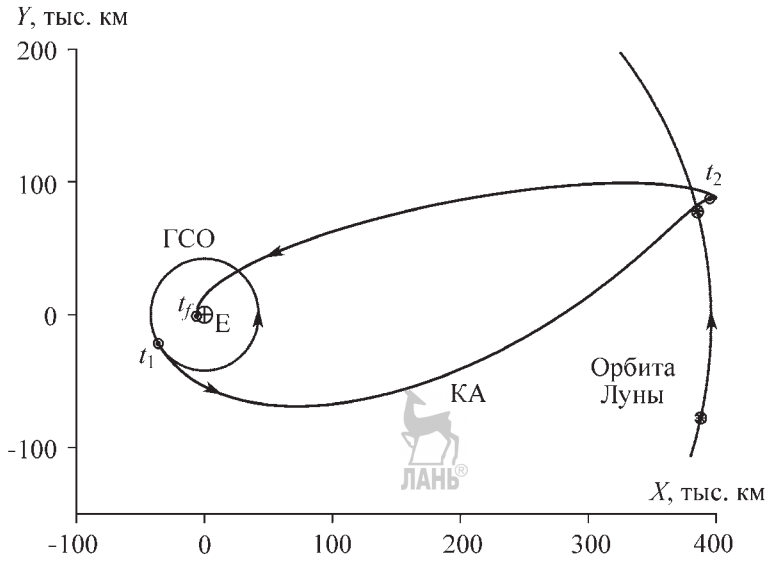


Рис. 2.6.19. Траектория спуска КА с ГСО на Землю при использовании Лунного гравитационного маневра (геоцентрическое движение):
t_1 — момент отлета КА с ГСО и выведения на траекторию полета к Луне; t_2 — момент максимального сближения с Луной; t_f — момент входа в плотные слои атмосферы Земли, общее время полета ~9,4 сут

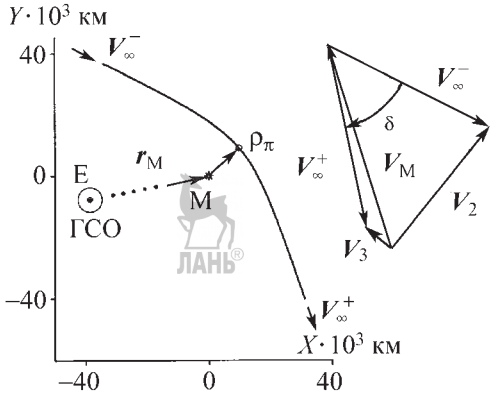


Рис. 2.6.20. Селеноцентрическое движение КА вблизи Луны М и схема изменения скорости при облете Луны

8. **Ивашкин В.В.** О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // Докл. АН. 2002. Т. 387, № 2. С. 196–199.

9. **Ивашкин В.В.** О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения // Докл. АН. 2004. Т. 398, № 3. С. 340–342.

10. **Racca G., Foing B., and the SMART-1 Project Team.** A Solar-Powered Visit to the Moon: The SMART-1 Mission // ESA bulletin. 2003. № 113. P. 14–20.

11. **Егоров В.А.** О некоторых задачах динамики полета к Луне // Успехи физических наук, 1957. Т. 63, вып. 1а. С. 73–117.

12. **Ивашкин В.В.** Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.

13. **Ильин В.А., Кузмак Г.Е.** Оптимальные перелеты космических аппаратов. М.: Наука, 1976. 744 с.

14. **Ивашкин В.В.** О траекториях возвращения космического аппарата с геостационарной орбиты к Земле с использованием гравитационного маневра у Луны // Докл. АН. 2006. Т. 409, № 6. С. 770–773.

15. **Эльясберг П.Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

16. **Бэттин Р.** Наведение в космосе. М.: Машиностроение, 1966. 447 с.

17. **Аким Э.Л., Бажинов И.К., Павлов В.П., Почукаев В.Н.** Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников / под ред. В.С. Авдуевского. М.: Машиностроение, 1984. 288 с.

18. **Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребенников Е.А. и др.** Справочное руководство по не-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

бесной механике и астродинамике. Изд. 2-е / под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1976. 864 с.

19. **Степаньянц В.А., Львов Д.В.** Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математическое моделирование. 2000. Т. 12, вып. 6. С. 9–14.

20. **Меёс Ж.** Астрономические формулы для калькуляторов. М.: Мир, 1988. 168 с.

21. **Гэтланд К.** Космическая техника. Иллюстрированная энциклопедия. М.: Мир. 1986. 296 с.

22. **Мороз В.И., Хантресс В.Т., Шевалев И.Л.** Планетные экспедиции XX века // Космические исследования. 2002. Т. 40, вып. 5. С. 451–481.

23. **Ivashkin V.V.** Lunar Space Pprojects // American Astronautical Society. Science and Technology Series. 2004. V. 108. AAS 03-763. P. 481–499.

24. Lunar Exploration Timeline [Электронный ресурс] // NASA Goddard Space Flight Center. [сайт]. [2009]. URL: http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/lunar/ lunartimeline.html (дата обращения: 26.04.2009).

25. **Келдыш М.В., Власова З.П., Лидов М.Л. и др.** Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования и передачи информации // Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. М.: Наука, 1988. С. 261–309.

26. **Первые** панорамы лунной поверхности. Т. 1. М.: Наука, 1967. 98 с.

27. **Дашков А.А., Ивашкин В.В.** Об одном замечательном свойстве пучка гиперболических траекторий // Космические исследования, 1965. Т. 3, вып. 5. С. 684–686.

28. **Uesugi Kuninori.** Space Odyssey of an Angel — Summary of the Hiten's Three Years Mission // Presented at AAS/GSFC Intern. Symposium on Space Flight Dynamics. 1993. AAS Paper 93–292, 20 p.

29. **Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н.** Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли // Космические исследования. 1971. Т. 9, вып. 2. С. 163–172.

30. **Riebe T., Schweitzer M.** Space Operations and Support // Aerospace America. 1998. Dec. P. 83.

2.6.2. ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ПЛАНЕТАМ, АСТЕРОИДАМ, КОМЕТАМ

Перелетные траектории к небесным телам солнечной системы

Перелетная траектория — траектория возможного перелета КА от Земли в определенную окрестность небесного тела, размеры которой малы по сравнению с расстоянием до этого тела от Солнца.

При выборе траектории полета КА к одной из девяти планет (Меркурий, Венера, Земля, Марс, Юпитер, Сатурн, Уран, Нептун, Плутон) в качестве указанной окрестности рассматривается сфера действия планеты [1].

На стадии выбора перелетной траектории к малой планете (астероиду) или к комете, учитывая ее малое гравитационное воздействие на эту траекторию, в качестве указанной окрестности обычно рассматривается сфера заданного радиуса с центром в центре масс небесного тела (цели), радиус которой предполагается настолько малым, что в пределах этой сферы движение КА относительно небесного тела (цели) можно рассматривать как прямолинейное и равномерное.

Траектория перелета (*ТП*) КА к планете, астероиду или комете разделяется на три последовательных по ходу движения КА участка:

1) в сфере действия Земли (геоцентрический участок);

2) гелиоцентрический участок между сферой действия Земли и рассматриваемой окрестностью тела (цели);

3) в заданной окрестности небесного тела (цели). Перелет между сферой действия Земли и рассматриваемой окрестностью тела (цели) происходит, как правило, по эллиптической орбите относительно Солнца.

Геоцентрический участок ТП формируется путем выведения КА РН с использованием в ряде случаев *разгонного блока* (*РБ*) из определенной точки на поверхности Земли на так называемую промежуточную орбиту ИСЗ. С промежуточной орбиты КА с помощью своей ДУ разгоняется на гиперболическую (относительно Земли) орбиту. Необходимые кинематические параметры (компоненты векторов положения и скорости КА) геоцентрического участка ТП получаются [1] специальным выбором момента времени старта с Земли, включения и интервала времени работы ДУ при разгоне на гиперболическую траекторию.

Разгон КА с промежуточной орбиты ИСЗ на гиперболическую орбиту относительно Земли может выполняться двумя способами: с помощью работы ДУ *большой тяги* (*БТ*) с удельной тягой до нескольких сотен секунд *малой*

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тяги (*МТ*) с удельной тягой, превосходящей тысячи секунд.

Второй способ разгона в прикладной небесной механике называется раскруткой КА у Земли.

При втором способе разгона (раскрутке) первоначальная перелетная орбита КА не проходит через окрестность тела (цели) и предполагается использование ДУ МТ в качестве маршевой ДУ для формирования гелиоцентрического участка ТП.

В результате разгона КА по первому способу в предположении отсутствия маршевой ДУ МТ на гелиоцентрическом участке ТП в номинальном случае первоначальная перелетная орбита КА — орбита прямого перелета КА, т.е. пересекает окрестность тела (цели), а сам перелет называется прямым перелетом. Если же при этом способе разгона на гелиоцентрическом участке ТП предполагается для ее формирования использовать ДУ МТ, то в номинальном случае первоначальная перелетная орбита, как правило, не пересекает окрестность тела (цели) и, следовательно, не является орбитой прямого перелета КА.

Практический интерес при проектировании полета КА от Земли к небесному телу представляет решение проблемы поиска допустимой ТП, реализация которой достигается с минимальными потерями первоначальной массы КА, т.е. массы на промежуточной орбите ИСЗ. При этом результат непрерывной работы ДУ БТ допустимо моделировать мгновенным (импульсным) изменением скорости КА в момент времени включения ДУ на соответствующий вектор приращения характеристической скорости. Искомая траектория называется оптимальной (энергетически оптимальной) ТП.

Оптимальный перелет к планете

Расчет оптимальной ТП КА к планете в предположении реализации прямого перелета с помощью ДУ БТ можно выполнить известными методами прикладной небесной механики. Характеристики таких траекторий подробно представлены в [1].

Практический интерес представляет задача выбора оптимальной ТП к планете с использованием ДУ БТ или ДУ МТ при реализации первого участка ТП КА с промежуточной орбиты ИСЗ на гиперболическую относительно Земли и формировании гелиоцентрического участка ТП с помощью ДУ МТ. Методика решения такого типа задачи представлена на примере решения задачи выбора ТП КА с промежуточной орбиты у Земли на круговую орбиту заданного радиуса относительно планеты-цели, лежащую в заданной плоскости.

При этом разгон с промежуточной орбиты на гиперболическую выполняется посредством ДУ БТ. В качестве ДУ МТ рассматривается современный плазменный ЭРД, рабочим телом которого является ксенон. Электропитание, необходимое для работы ЭРД, поступает от *солнечных батарей* (*СБ*) КА.

Результаты решения рассматриваемой задачи при полете к Марсу КА по техническим характеристикам близкого к КА проекта «Фобос–Грунт» с ЭРДУ в качестве маршевого двигателя, приводятся в работах [2–5].

Прямой перелет к планете

Основные характеристики оптимальных ТП к планете можно получить приближенно, если воспользоваться упрощенной моделью Солнечной системы, в которой предполагается, что все планеты движутся по отношению к Солнцу по круговым орбитам, расположенным в одной плоскости. Радиус круговой орбиты полагается равным среднему расстоянию планеты от Солнца. Для каждой из девяти планет Солнечной системы в табл. 2.6.1 приводятся значения [1, 6] величин, характеризующих их движение по орбитам. К ним отнесены эксцентриситет и наклонение к плоскости эклиптики орбиты планеты, среднее расстояние планеты от Солнца (большая полуось орбиты) в астрономических единицах *сидерический* и *синодический периоды* — интервалы времени, в течение которых планета совершает полный оборот вокруг Солнца или для земного наблюдателя возвращается в прежнее положение относительно Солнца. Кроме того, в табл. 2.6.1 представлено приближенное значение среднего радиуса сферы действия планеты.

Оптимальным перелетом между двумя концентрическими, лежащими в одной плоскости, круговыми орбитами является перелет по эллиптической орбите (эллипсу Гомана), плоскость которой совпадает с плоскостью этих круговых орбит и все точки принадлежат кольцевой области между ними. Эллипс Гомана касается указанных круговых орбит.

При полете от Земли к внешней планете, среднее расстояние планеты от Солнца пре-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

восходит 1 а. е., перигелий эллиптической орбиты перелета находится на орбите Земли, а ее афелий — на орбите планеты. При полете от Земли к внутренней планете среднее расстояние планеты от Солнца меньше 1 а. е., на орбите Земли находится афелий эллиптической орбиты перелета, а на орбите планеты — ее перигелий.

В рамках рассматриваемой приближенной модели движения планет Солнечной системы гелиоцентрический участок оптимальной ТП КА к планете (цели) должен представлять собой часть эллипса Гомана между его афелием и перигелием. Скорости КА в начале и конце движения по этому участку почти параллельны орбитальным скоростям Земли и планеты (цели) соответственно. Интервал $\Delta t_{\text{п}}$ времени полета по элипсу Гомана между его афелием и перигелием определяется однозначно, как и орбитальные скорости КА в начале и в конце гомановского перелета.

Для реализации гомановского перелета от Земли к планете необходимо выполнение условия: в гелиоцентрической декартовой СК угол между векторами $\boldsymbol{r}_3(t_3)$ положения Земли в момент t_3 начала перелета и $\boldsymbol{r}_{\text{п}}(t_{\text{п}})$ положения планеты в момент времени $t_{\text{п}}$ завершения перелета, $t_{\text{п}} = t_3 + \Delta t_{\text{п}}$, должен составлять 180°. Это условие выполняется с периодом, примерно равным синодическому периоду обращения планеты (см. табл. 2.6.1).

В таблце 2.6.2 приводятся значения [1] величин, характеризующих гомановские перелеты от Земли к каждой из девяти планет Солнечной системы. Представленные величины ΔV_3 и $\Delta V_{\text{п}}$ — отличия по абсолютной величине текущей гелиоцентрической скорости КА от орбитальных скоростей Земли в начале гомановского перелета планеты (цели) и в конце этого перелета соответственно.

Расчеты показывают, что реальные оптимальные перелеты качественно близки к гомановским перелетам. Для реальных траекторий полета планет вокруг Солнца, близких к оптимальным, по-прежнему оказываются перелеты, когда угловая дальность между векторами $\boldsymbol{r}_3(t_3)$ и $\boldsymbol{r}_{\text{п}}(t_{\text{п}})$ оказывается равной 180°. Такое взаимное положение векторов $\boldsymbol{r}_3(t_3)$ и $\boldsymbol{r}_{\text{п}}(t_{\text{п}})$ повторяется через синодический период. Но при этом одноименные векторы заметно отличаются между собой. Что приводит к различию энергетических характеристик оптимальных перелетов, отстоящих по времени старта одним или несколькими синодическими периодами. Данное различие носит периодический характер с периодом, примерно равным периоду великих противостояний Земли и планеты-цели.

Так, если в качестве планеты-цели выбрать Марс, то рассматриваемый период приблизительно равен 15...17 земным годам. В пределах одного периода, продолжительность (в земных годах) оптимального перелета КА и величина его скорости (в км/с) относительно Марса на сфере его действия, рассчитываемые с учетом эллиптичности орбит планет и их взаимных наклонений, могут принимать значения из интервалов [0,51; 0,78] и [2,7; 5,5] соответственно.

Практический интерес представляет значение приращения W_3 характеристической скорости при разгоне КА с промежуточной орбиты ИСЗ для достижения на сфере действия Земли скорости ΔV_3, которая обеспечивает прямой перелет к планете-цели. В рассматриваемом случае полета к Марсу, принимая в качестве промежуточной круговую орбиту высотой 200 км, величина W_3 (в км/с) может принимать значения из интервала [3,4; 3,9].

Перелет к планете с использованием ДУМТ при реализации гелиоцентрического участка траектории

Рассматривается задача выбора оптимальной ТП КА с эллиптической промежуточной орбиты ИСЗ, заданной перигейным $r_{\pi 3}$ и апогейным $r_{\alpha 3}$ радиусами и наклонением i_3 к плоскости экватора Земли, на целевую круговую орбиту спутника планеты-цели. Предполагаются заданными радиус $r_{\text{кр п}}$ и пространственное положение плоскости целевой орбиты. Указанная плоскость определяется единичным вектором **c** кинетического момента орбиты КА (относительно планеты). Для определенности вектор **c** и все остальные векторы в пределах п. 2.6.2 рассматриваются в правой прямоугольной *гелиоцентрической СК* (*ГСК*), оси которой с течением времени не изменяют направления в инерциальном пространстве, причем ось аппликат СК совпадает с осью вращения Земли с точностью до ее прецессии и нутации.

Предполагается, что значение массы m_3 КА на промежуточной орбите фиксировано. Следовательно, оптимальная ТП КА должна

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

выбираться из условия максимизации массы $m_п$ КА после его перехода на заданную целевую орбиту спутника планеты.

Переходы КА с промежуточной орбиты на ТП и с ТП на орбиту спутника планеты выполняются включением ДУ БТ, *ДУЗ* около Земли, *ДУП* около планеты, с заданными удельными импульсами $P_{ДУЗ}$ и $P_{ДУП}$ соответственно.

Гелиоцентрический участок ТП КА реализуется с помощью ЭРД, удельный импульс $P_{ЭРД}$ и массовый расход q рабочего вещества которого являются известными функциями $P_{ЭРД}(S)$ и $q(S)$ от текущей электрической мощности S, поступающей от СБ. В свою очередь мощность S рассматривается как функция расстояния r КА от центра Солнца, угла α между нормалью к плоскости СБ и направлением с КА на центр Солнца, промежутка $t_{пол}$ времени нахождения КА в полете, $S = S(r, \alpha, t_{пол})$. Работа ЭРД осуществляется по программе, задающей моменты времени начала и конца активных участков (тяга ЭРД не равна нулю), направление единичного вектора $\boldsymbol{e}$ тяги в каждый момент времени на активном участке.

Указанные моменты времени и функцию $\boldsymbol{e}(t)$ в совокупности называют программой тяги ЭРД.

Схема полета КА

Перелет КА с промежуточной на целевую орбиту спутника планеты происходит по следующей, достаточно общей с точки зрения практического применения, схеме.

КА с помощью одного включения ДУЗ в момент времени t_0 в перицентре промежуточной орбиты переходит на гиперболическую орбиту относительно Земли со скоростью «на бесконечности» $V_{\infty 3}$. Предполагается, что к моменту времени t_0 ДУЗ расходует всю массу своего топлива и затем с массой $m_{ДУЗ}$ отделяется от КА.

От момента времени t_0 до некоторого t_1 КА массой m_1 находится в пассивном полете, необходимом для уточнения орбиты КА, расчета программы работы ЭРД и выполнения технологических операций для подготовки его включения. Минимальный размер указанного интервала пассивного полета определяется величиной Δt_1,

$$t_1 - t_0 \geq \Delta t_1. \qquad (2.6.4)$$

Масса m_1 КА определяется абсолютной величиной $V_{\infty 3}$ его скорости «на бесконечности» $V_{\infty 3} = |V_{\infty 3}|$ в соответствии с формулой Циолковского:

$$m_1 = m_3 e^{-\frac{W_3}{P_{ДУЗ} g_0}} - m_{ДУЗ}, \qquad (2.6.5)$$

где $g_0 = 9{,}80665$ м/с — стандартное ускорение свободного падения на Земле (на уровне моря) [1]; W_3 — приращение характеристической скорости вследствие работы ДУЗ:

$$W_3 = \sqrt{V_{\infty 3}^2 + \frac{2\mu_3}{r_{п3}}} - \sqrt{\mu_3 \left(\frac{2}{r_{п3}} - \frac{2}{r_{п3} + r_{а3}} \right)} + \Delta V_g, \qquad (2.6.6)$$

2.6.1. Характеристики движения и гравитационного влияния планет

Планета	Эксцентриситет орбиты относительно Солнца	Наклонение орбиты к плоскости эклиптики, град.	Среднее расстояние от Солнца, а. е.	Сидерический период, земные годы	Синодический период, земные годы	Радиус сферы действия, млн км
Меркурий	0,206	7,0	0,387	0,240	0,34	0,14
Венера	0,007	3,4	0,723	0,615	1,60	0,62
Земля	0,017	0,0	1,000	1,000	–	0,94
Марс	0,093	1,9	1,524	1,881	2,13	0,63
Юпитер	0,048	1,3	5,203	11,862	1,09	48
Сатурн	0,056	2,5	9,539	29,458	1,03	54
Уран	0,047	0,8	19,182	84,014	1,01	51
Нептун	0,009	1,8	30,057	164,788	1,01	87
Плутон	0,250	17,2	39,53	248,5	1,00	35

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.6.2. Характеристики гомановских перелетов к планетам

Планета	Интервал времени полета $\Delta t_{\text{п}}$, земные годы	Скорость на сфере действия Земли (относительно Земли) ΔV_3, км/с	Скорость на сфере действия планеты (относительно планеты) $\Delta V_{\text{п}}$, км/с
Меркурий	0,29	7,50	9,56
Венера	0,40	2,53	2,80
Марс	0,71	2,98	2,65
Юпитер	2,74	8,70	5,65
Сатурн	5,05	10,30	5,49
Уран	16,04	11,30	4,56
Нептун	30,62	11,70	3,94
Плутон	45,80	11,85	—

где μ_3 — произведение гравитационной постоянной на массу Земли; ΔV_g — поправка к приращению характеристической скорости, получаемой в рамках задачи двух тел [7].

Указанная поправка представляет собой дополнительное приращение характеристической скорости для преодоления, в первую очередь, реальной силы тяготения и сил аэродинамического сопротивления при движении КА в сфере действия Земли. На практике, учитывая, что $d\Delta V_g / dV_{\infty 3}$ — малая величина, значение поправки рассчитывается заранее и, следовательно, в рассматриваемой задаче выбора ТП КА полагается заданной.

От момента времени t_1 (2.6.4) реализуется этап полета КА, продолжающийся до момента времени t_2, на котором допускается работа ЭРД. На этом этапе могут иметь место участки пассивного полета КА. После момента времени t_2, до включения ДУП, осуществляется отделение ЭРД, СБ и других ненужных в дальнейшем модулей КА, общая масса m_E которых в случае отсутствия рабочего тела ЭРД считается известной величиной. КА в пассивном полете в результате работы ЭРД выходит на гиперболическую орбиту относительно планеты (цели) с заданным расстоянием $r_{\text{крп}}$ в перицентре и плоскостью, ортогональной заданному вектору $\boldsymbol{c}$.

В момент времени $t_{\text{пп}}$, когда КА достигает минимального расстояния до центра планеты-цели, с помощью ДУП выполняется так называемая операция торможения, в результате которой КА переводится на целевую орбиту, плоскость которой совпадает с плоскостью подлетной гиперболы.

Интервал времени $[t_2, t_{\text{пп}}]$ в реальном полете предназначен для уточнения орбиты КА по траекторным измерениям, проведения технических мероприятий перед реализацией торможения КА и других операций, предусмотренных программой полета КА. Исходя из этого, на моменты времени t_2 и $t_{\text{пп}}$ накладывается ограничение

$$t_{\text{пп}} - t_2 \geq \Delta t_2, \qquad (2.6.7)$$

где Δt_2 — заданная величина.

Масса $m_{\text{п}}$ КА после торможения и перехода на целевую орбиту выражается соотношением

$$m_{\text{п}} = (m_2 - m_E) e^{-\frac{W_{\text{п}}}{P_{\text{дуп}} g_0}}, \qquad (2.6.8)$$

где m_2 — масса КА перед сбросом ЭРД, СБ и других ненужных в дальнейшем модулей КА; $W_{\text{п}}$ — приращение характеристической скорости вследствие работы ДУП, определяемое соотношением, аналогичным (2.6.6):

$$W_{\text{п}} = \sqrt{V_{\infty\text{п}}^2 + \frac{2\mu_{\text{п}}}{r_{\text{крп}}}} - \sqrt{\frac{\mu_{\text{п}}}{r_{\text{крп}}}} + \Delta V_{\text{К}}, \qquad (2.6.9)$$

где $\mu_{\text{п}}$ — произведение гравитационной постоянной на массу планеты-цели; $V_{\infty\text{п}}$ — модуль скорости $\boldsymbol{V}_{\infty\text{п}}$ на бесконечности подлетной гиперболы относительно планеты-цели, $V_{\infty\text{п}} = |\boldsymbol{V}_{\infty\text{п}}|$; $\Delta V_{\text{К}}$ — предусмотренные предельные суммарные затраты характеристической скорости на коррекцию подлетной (к планете) орбиты КА с помощью ДУП.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Таким образом, масса $m_{\text{п}}$ КА на орбите спутника планеты-цели однозначно определяется модулем $V_{\infty\text{п}}$ скорости на бесконечности (2.6.8) и массой m_2 КА (2.6.9).

Баллистическая задача

С учетом изложенных выше допущений и обозначений формулируется следующая задача выбора оптимальной траектории перелета от Земли к планете — цели.

Требуется найти допустимую, реализуемую, ТП КА и соответствующую ей программу тяги ЭРД, которые обеспечивают выведение КА максимальной массы ($m_{\text{п}} = \max$) на целевую орбиту спутника планеты.

Параметрами оптимизации массы $m_{\text{п}}$ являются величины t_0, $t_{\text{пп}}$, $V_{\infty 3}$, $V_{\infty\text{п}}$ и функции $\boldsymbol{e}(t)$, $\delta(t)$, определяющие программу тяги ЭРД. Функция $\delta(t)$ может принимать только два значения:

0, если момент времени не принадлежит активному участку;

1, в противном случае.

Предполагаются заданными функции $S = S(r, \alpha, t_{\text{пол}})$, $P_{\text{ЭРД}}(S)$, $q(S)$, значения величин i_3, $r_{\text{п}3}$, $r_{\alpha 3}$, $r_{\text{крп}}$, Δt_1, Δt_2, m_3, $m_{\text{ДУ3}}$, m_E, $P_{\text{ДУ3}}$, $P_{\text{ДУП}}$, ΔV_g, $\Delta V_{\text{К}}$ и значения компонентов единичного вектора $\boldsymbol{c}$.

Методика решения задачи

На гелиоцентрическом участке ТП на КА действует заметная с практической точки зрения суммарная сила, обусловленная притяжением Солнца, планет, Луны и световым давлением, характеризуемый безразмерным коэффициентом χ.

Эта естественная сила сообщает КА ускорение, равное

$$\boldsymbol{g}_{\Sigma} = -\mu(1-\chi)\frac{\boldsymbol{r}}{r^3} - \sum_{i=1}^{10}\mu_i\left(\frac{\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_i}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_i|^3} + \frac{\boldsymbol{r}_i}{r_i^3}\right), \tag{2.6.10}$$

где μ — произведение гравитационной постоянной на массу Солнца; μ_i — произведение гравитационной постоянной на массу i-го небесного светила (девять планет и Луна), $i = 1, 2, ..., 10$; $\boldsymbol{r}$ — радиус-вектор положения КА; $\boldsymbol{r}_i$ — радиус-вектор положения i-го небесного светила в текущий момент времени, $r = |\boldsymbol{r}|$ и $r_i = |\boldsymbol{r}_i|$. Однако для получения массоэнергетических характеристик оптимального по затратам массы межпланетного полета КА с ЭРД и сравнительных характеристик его полета для разных окон старта вполне можно ограничиться рассмотрением движения КА в приближенной постановке:

– учитывается только притяжение Солнца (без учета светового давления);

– движение КА внутри сфер действия Земли и планеты-цели не рассматривается, сферы действия считаются точечными (радиус равен нулю).

При этих допущениях, как показывают многочисленные расчеты, оптимальный расход массы КА определяется с ошибкой, не превышающей несколько килограмм при расходах массы в несколько тонн. Полученная программа тяги ЭРД должна уточняться исходя из предположения, что на гелиоцентрическом участке вследствие действия естественной силы ускорение КА выражается соотношением (2.6.10). Так, уточнение может быть выполнено по методике, изложенной в [4].

При сделанных допущениях движение КА от Земли к планете-цели в ГСК можно описать так называемой координатно-массовой системой дифференциальных уравнений относительно радиуса-вектора $\boldsymbol{r}$, вектора скорости $\boldsymbol{V}$ и массы m КА:

$$\left.\begin{aligned} \frac{d\boldsymbol{r}}{dt} &= \boldsymbol{V};\\ \frac{d\boldsymbol{V}}{dt} &= \boldsymbol{g} + \delta\frac{P(S)}{m}\boldsymbol{e};\\ \frac{dm}{dt} &= -\delta q(S). \end{aligned}\right\} \tag{2.6.11}$$

Здесь $P(S) = P_{\text{ЭРД}}(S) g_0 q(S)$ — тяга ЭРД; $\boldsymbol{g} = -\mu\dfrac{\boldsymbol{r}}{r^3}$.

При решении задачи времена t_0 и $t_{\text{пп}}$ фиксируются, по их значениям выполняется перебор.

Оптимизация массы $m_{\text{п}}$ КА выполняется на множестве решений координатно-массовой системы дифференциальных уравнений (2.6.11), каждый элемент которого удовлетворяет условиям:

$$\begin{gathered} \boldsymbol{r}(t_0) = \boldsymbol{r}_3(t_0);\ \boldsymbol{V}(t_0) = \boldsymbol{V}_3(t_0) + \boldsymbol{V}_{\infty 3};\\ m(t_0) = m_3 e^{-\frac{\Delta V_3}{P_{\text{ДУ3}} g_0}} - m_{\text{ДУ3}};\ \boldsymbol{r}(t_{\text{пп}}) = \boldsymbol{r}_{\text{п}}(t_{\text{пп}});\\ \boldsymbol{V}(t_{\text{пп}}) = \boldsymbol{V}_{\text{п}}(t_{\text{пп}}) + \boldsymbol{V}_{\infty\text{п}};\ \boldsymbol{V}_{\infty\text{п}}^{\text{T}} \cdot \boldsymbol{c} = 0, \end{gathered} \tag{2.6.12}$$

где $\boldsymbol{r}_3, \boldsymbol{V}_3$ — векторы положения и скорости Земли; $\boldsymbol{r}_{\text{п}}, \boldsymbol{V}_{\text{п}}$ — векторы положения и скорости пла-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

неты (цели). Условия, отнесенные к моментам времени t_0 и $t_{\text{пп}}$, называют условиями на левом и правом концах интервала полета КА.

Для решения задачи используется принцип максимума Понтрягина [8], согласно которому в рассматриваемом случае требуется максимизировать функцию

$$H_z = \psi_r^{\mathrm{T}} V + \psi_V^{\mathrm{T}} \boldsymbol{g} + \delta \frac{P}{m} \psi_V^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e} - \delta \psi_m q, \qquad (2.6.13)$$

где ψ_r, ψ_V — векторы, компоненты которых являются сопряженными переменными относительно компонентов векторов $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{V}$ соответственно; ψ_m — сопряженная с m переменная.

Сопряженные переменные должны удовлетворять системе дифференциальных уравнений:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d\psi_r}{dt} = -\frac{\partial H_z}{\partial \boldsymbol{r}} = -\left(\frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \boldsymbol{r}}\right)^{\mathrm{T}} \psi_V \\ &-\delta\left(\frac{\partial P}{\partial \boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}}\right)\frac{(\psi_V \cdot \mathbf{e})}{m} + \delta\left(\frac{\partial q}{\partial \mathbf{r}}\right)^{\mathrm{T}} \psi_m; \\ &\frac{d\psi_V}{dt} = -\frac{\partial H_z}{\partial \boldsymbol{V}} = -\psi_r; \\ &\frac{\partial \psi_m}{\partial t} = -\frac{\partial H_z}{\partial m} = \delta \frac{P}{m^2}(\psi_V \cdot \boldsymbol{e}), \end{aligned}\right\} \qquad (2.6.14)$$

где $\frac{\partial P}{\partial \boldsymbol{r}} = \frac{\partial P}{\partial S}\frac{\partial S}{\partial \boldsymbol{r}}$, $\frac{\partial q}{\partial \boldsymbol{r}} = \frac{\partial q}{\partial S}\frac{\partial S}{\partial \boldsymbol{r}}$.

Краевые условия для сопряженных переменных определяются условиями трансверсальности [8], которые записываются в явном виде, если воспользоваться соотношениями (2.6.5), (2.6.6), (2.6.9), (2.6.12).

Для нормализации сопряженных переменных предполагается $\psi_m(t_0) = \psi_m(t_1) = 1$. В этом случае максимум функции (2.6.13) приближенно достигается при условии:

$$\boldsymbol{e} = \frac{\psi_V}{\psi_V}, \qquad (2.6.15)$$

где $\psi_V = |\boldsymbol{\psi}_V|$.

Величина δ принимает значения:

$$\begin{aligned} &\delta = 1, \text{ если } \psi_V \frac{P}{m} - \psi_m q > 0; \\ &\delta = 0, \text{ если } \psi_V \frac{P}{m} - \psi_m q < 0. \end{aligned} \qquad (2.6.16)$$

Решение задачи в представленной постановке осуществляется итерационно. На каждой итерации по полученным на предыдущей итерации данным на левом конце ($t = t_0$) рассматриваемого интервала полета КА формируются так называемые начальные условия $\boldsymbol{r}(t_0), V(t_0), m(t_0), \psi_r(t_0), \psi_V(t_0)$ (всегда $\psi_m(t_0) = 1$) для системы дифференциальных уравнений (2.6.11), (2.6.14). Затем по этим начальным условиям, путем численного интегрирования системы уравнений (2.6.11), (2.6.14) с учетом соотношения (2.6.15) и функции переключения (2.6.16), находятся $\boldsymbol{r}, V, m, \psi_r, \psi_V, \psi_m$ на любой фиксированный момент времени. Проверяется выполнение краевых и терминальных условий при $t = t_{\text{пп}}$. В случае выполнения с заданной точностью этих условий итерационный процесс завершается. В результате итерационного процесса находятся близкие к искомым значения компонентов векторов $\boldsymbol{V}_{\infty 3}$, $\boldsymbol{V}_{\infty \text{п}}$, значение величины $m_{\text{п}}$ и приближенная программа тяги ЭРД.

Полет к Марсу

В качестве примера рассматривается задача выбора оптимальной ТП КА с орбиты ИСЗ на круговую орбиту искусственного спутника Марса [4]. Схема полета и технические характеристики КА близки к соответствующим характеристикам КА с ЭРД российского проекта «Фобос–Грунт».

Предполагается, что полет КА начался в 2007 г. при следующих значениях исходных данных: $r_{\text{п}3} = 6\,586$ км, $r_{\text{а}3} = 6\,586$ км, $i_3 = 51{,}8°$, $r_{\text{крп}} = 9\,905$ км, вектор $\boldsymbol{c}$ совпадает с единичным вектором кинетического момента Фобоса (относительно Марса) в момент времени $t_{\text{пп}}$, $\Delta t_1 = 5$ сут, $\Delta t_2 = 60$ сут, $m_3 = 8\,120$ кг, $m_{\text{ДУЗ}} = 620$ кг, $m_E = 310$ кг, $P_{\text{ДУЗ}} = 330$ с, $P_{\text{ДУП}} = 310$ с, $\Delta V_g = \Delta V_{\text{К}} = 0$.

Безразмерный коэффициент, характеризующий солнечное давление, принят равным $\chi = 0{,}000016$.

Функции $S = S(r, \alpha, t_{\text{пол}})$, $P_{\text{ЭРД}}(S)$ и $q(S)$, характеризующие ЭРД и СБ задаются в виде:

$$S = S_0 \tilde{r}^2 \cos\alpha [1 + k_T T_0 (1 - \tilde{r}^{1/2} \cos^{1/4}\alpha)](1 - k_d t_{\text{пол}});$$

$$P_{\text{ЭРД}}(S) = \begin{cases} P_{\text{ЭРД}0} - a(S - S^*)^2, & \text{если } S \le S_{\max}; \\ P_{\text{ЭРД}0} - a(S_{\max} - S^*)^2, & \text{если } S > S_{\max}; \end{cases} \qquad (2.6.17)$$

$$q(S) = \begin{cases} q_0 + b(S - S^*), & \text{если } S \le S_{\max}; \\ q_0 + b(S_{\max} - S^*), & \text{если } S > S_{\max}, \end{cases}$$

где S_0 — исходная мощность СБ на расстоянии 1 а. е. от Солнца; $\tilde{r}$ — расстояние КА от Солнца в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

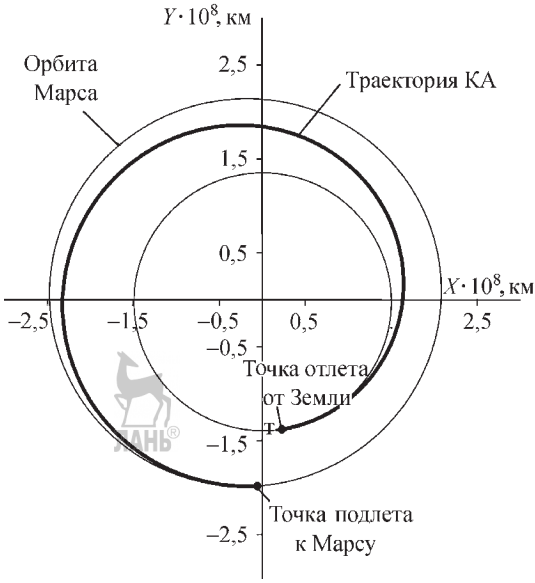


Рис. 2.6.21. Оптимальная траектория перелета от Земли к Марсу КА с ЭРД

астрономических единицах; $\cos\alpha = \sqrt{1-\left(\frac{\boldsymbol{r}}{r}\boldsymbol{e}\right)^2}$, так как предполагается, что вектор $\boldsymbol{e}$ тяги ЭРД параллелен плоскости СБ; k_T — коэффициент зависимости мощности СБ от температуры ее панели; T_0 — номинальная температура панели СБ вблизи Земли; k_d — коэффициент деградации СБ из-за космической радиации; $P_{\text{ЭРД}0}$ a, S^*, q_0, b — известные константы; $S_{\max}$ — максимальная мощность ЭРД.

В рассматриваемом случае полагается S_0 = = 7,50 кВт, $S_{\max}$ = 5,87 кВт, S^* = 5,60 кВт, $P_{\text{ЭРД}0}$ = 2020 с, q_0 = 0,01464 г/с, T_0 = 330 К, k_T = = 0,002 1/К, k_d = 0,03 год$^{-1}$, a = 32,89 с/кВт^2, b = = 0,00223 г/(с·кВт).

В результате решения задачи с применением изложенного метода получены параметры оптимального перелета КА (с указанными характеристиками) от Земли к Марсу при реализации гелиоцентрического участка ТП с помощью ЭРД. Начало t_0 перелета — 1 июля 2007 г. Интервал времени перелета $(t_{\text{пп}} - t_0)$ составляет 550 сут. На рис. 2.6.21 представлены в проекции на плоскость эклиптики оптимальная ТП, орбита Земли и орбита Марса. Интервалы времени пассивного движения вблизи Земли $(t_1 - t_0)$ и вблизи Марса $(t_{\text{пп}} - t_2)$ равны 5 сут и 120 сут соответственно.

Модули скоростей КА на бесконечности при отлете от Земли и при подлете к Марсу имеют значения $V_{\infty 3}$ = 1,38 км/с, $V_{\infty \text{п}}$ = 0,72 км/с соответственно.

На протяжении полета КА к Марсу имеют место два непрерывных участка работы ЭРД. На рис. 2.6.22 и 2.6.23 представлены изменения с течением времени мощности и тяги ЭРД. Значения массы КА в характерных точках ТП принимают следующие значения: m_1 = 2269 кг, m_2 = 1876 кг, $m_{\text{п}}$ = 1149 кг.

Точно такая же задача поиска оптимальной траектории полета КА с ЭРД к Марсу решена для окон старта 2009 и 2011 гг. Для всех трех окон старта (2007, 2009 и 2011 гг.) массы КА, выводимые на орбиту спутника Марса, отличаются друг от друга в пределах нескольких килограммов. При этом для всех рассмотренных окон сохраняется количество активных участков, на которых тяга ЭРД не равна нулю.

В заключение следует подчеркнуть, что изложенная методика может быть почти полностью сохранена при решении аналогичной задачи, в которой предполагается выведение КА на гелиоцентрический участок ТП путем раскрутки КА у Земли с использованием ДУ МТ. При этом следует учесть, что

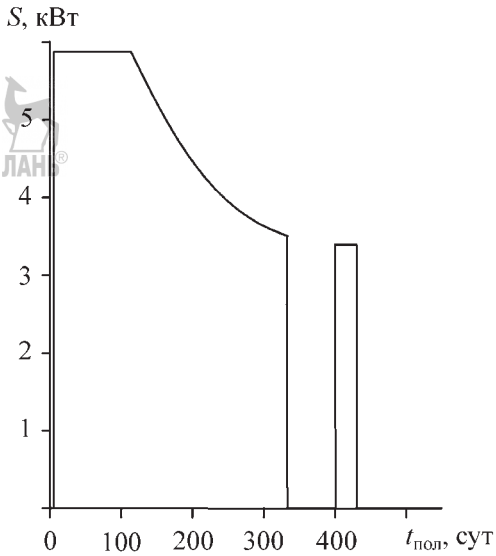


Рис. 2.6.22. Зависимость мощности N ЭРД от полетного времени по оптимальной траектории перелета КА от Земли к Марсу

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

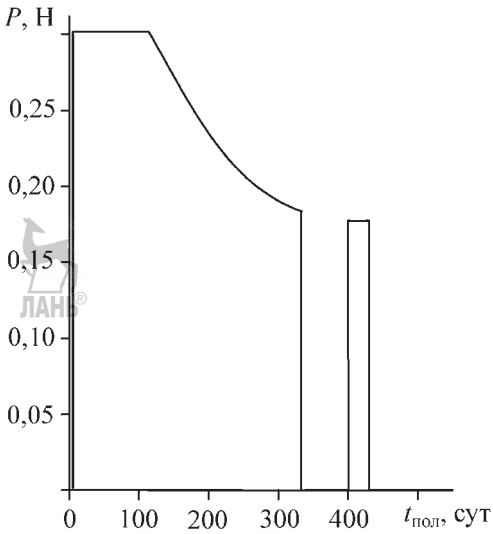


Рис. 2.6.23. Зависимость тяги *P* ЭРД от полетного времени по оптимальной траектории перелета КА от Земли к Марсу

раскрутка КА у Земли — длительный процесс и может составлять несколько месяцев, гелиоцентрическая скорость КА в конце раскрутки практически совпадает со скоростью Земли относительно Солнца, а масса КА равна его массе на промежуточной орбите за вычетом ее расхода при реализации раскрутки.

Если в качестве ДУ МТ использовать ЭРД, энергия на которые поступает от СБ, то движение КА на этапе раскрутки при фиксированной программе тяги описывается координатно-массовой системой дифференциальных уравнений, которая является более сложной системой, чем система (2.6.11). В правых частях системы, кроме центрального ускорения от Земли, следует учитывать возмущающие ускорения, обусловленные нецентральностью поля тяготения Земли, аэродинамическими силами, влиянием Солнца, Луны и планет Солнечной системы. Раскрутка завершается при условии достижения скорости КА относительно Земли параболической скорости.

Существенным моментом, который необходимо учитывать при моделировании раскрутки КА у Земли, является снижение величины тяги ЭРД вследствие уменьшения электрической мощности, поступающей на его клеммы, из-за деградации СБ при прохождении радиационных поясов Земли. Средняя скорость деградации СБ при прохождении КА (при раскрутке) радиационного пояса КА у Земли в несколько раз превосходит скорость радиационной деградации СБ на гелиоцентрическом участке его ТП.

Деградация СБ на гелиоцентрическом участке полета КА в основном обусловлена протонами и электронами солнечного ветра, потоки которых в периоды спокойного Солнца пренебрежимо малы. Также мало влияние галактического излучения. Практически вся деградация СБ на гелиоцентрическом участке полета КА наблюдается во время солнечных вспышек. По имеющемуся опыту полетов межпланетных КА скорость падения мощности СБ не превосходит нескольких процентов в год.

Учет деградации СБ КА в околоземном пространстве

В соответствии с [1] *радиационный пояс Земли* (*РПЗ*) определяется как область околоземного пространства, в которой магнитное поле Земли удерживает заряженные частицы с кинетической энергией от десятков кэВ до сотен МэВ. Эта область имеет достаточно сложную структуру [1, 9] из-за конфигурации магнитного поля Земли. Размеры и положение областей пересечения РПЗ с плоскостью, проходящей через центр Земли, зависят от угла между ней и экваториальной плоскостью Земли.

Условно РПЗ разделяется на внутреннюю и внешнюю зоны (пояса).

Во внутренней зоне основная компонента — протоны. Поэтому внутреннюю зону, которая простирается от высот 200...300 км до 12 000...16 000 км часто называют протонным поясом. Энергия протонов здесь может достигать 700...800 МэВ, что происходит на высоте над поверхностью Земли, равной 2 000 км. Чем выше энергия протонов, тем в более узкой области пространства они распределены. Во внутреннем радиационном поясе поток протонов с энергией, превосходящей 40 МэВ, достигает значения $2{,}77\times10^4$ $см^{-2}\cdot с^{-1}$ в области магнитного экватора Земли на высоте 3000... 3500 км. Огромная проникающая способность таких потоков представляет значительную опасность для экипажа КА. Средняя энергия электронов во внутренней зоне составляет ~100 кэВ.

Во внешней зоне, в основном, преобладают электроны с энергией 40...100 кэВ и протоны с энергией от нескольких сотен кэВ и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

менее. Считается, что верхняя граница зоны простирается до высоты $h \approx 45\,000$ км.

Характерной особенностью пространственного распределения электронов различных энергий является наличие двух максимумов, соответствующих внутреннему (на высоте 3 000...6 000 км) и внешнему (на высоте 25 000...30 000 км) поясам космической радиации. Экваториальные потоки электронов в этих поясах составляют $10^5...10^7$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ для $E_e > 1$ МэВ, $10^7...5\times10^7$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ для $E_e > 150$ кэВ и 10^8 см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ для $E_e > 40$ кэВ, где E_e — энергия электрона.

Полет КА в пределах РПЗ приводит к деградации бортовой СБ и соответствующему уменьшению вырабатываемой ею электрической мощности S. Текущая деградация СБ с учетом изложенных качественных характеристик РПЗ зависит от высоты h полета КА и наклонения i его околоземной орбиты к плоскости экватора Земли, а также существенно зависит от материала, из которого сделаны *фотоэлектрические преобразователи* (*ФЭП*) СБ, и толщины δ защитного покрытия ФЭП. В настоящее время в основном используются стеклянные защитные покрытия. Степень деградации конкретной СБ в момент времени t характеризуется коэффициентом $k_{ve}(t)$, который равен отношению текущей электрической мощности S СБ к электрической мощности S_0 СБ в начале (в момент времени t_0, $t_0 < t$) рассматриваемого полета КА:

$$k_{ve}(t) = \frac{S(t)}{S_0}. \qquad (2.6.18)$$

Большое количество факторов, влияющих на процесс деградации СБ, затрудняют их учет и, следовательно, заставляют искать какие-то общие подходы, хотя бы в части учета пространственно-энергетического распределения потоков заряженных частиц.

Один из возможных вариантов решения проблемы реализован на практике [9]. Сущность его состоит в том, что воздействие на ФЭП СБ протонов и электронов всего энергетического спектра сводится к эквивалентному по степени радиационного повреждения воздействию моноэнергетического потока электронов со стандартной энергией 1 МэВ. При этом эквивалентные величины коэффициентов радиационного повреждения для протонов и электронов различных энергий устанавливаются по результатам наземных и летных испытаний элементов СБ. Расчет коэффициента $k_{ve}(t)$ осуществляется в соответствии с установленной зависимостью $k_{ve}(t) = f_k(D(t))$ его от полученной СБ к моменту времени t эквивалентной дозы радиации $D(t)$, которая определяется как полное количество электронов с энергией 1 МэВ, падающих на площадку 1 см^2 за время полета (от момента времени t_0 до момента времени t). Исходные данные для расчета эквивалентной дозы радиации $D(t)$ на практике удобно задавать в виде табличной зависимости эквивалентной дозы радиации, которую в течение определенного времени получает СБ КА на круговой орбите, от высоты этой орбиты. Табличный шаг по высоте выбирается из условия допустимости при практических расчетах коэффициента $k_{ve}(t)$ выполнять вычисление величины эквивалентной дозы радиации для круговой орбиты с высотой между соседними узловыми представлениями в таблице значениями высот методом линейной интерполяции.

Оптимальные траектории полетов к астероидам и кометам

Современное развитие ракетно-космической техники позволяет рассматривать в практическом аспекте полеты КА к *малым небесным телам* (*МНТ*) Солнечной системы (астероидам и кометам) в целях доставки на Землю образцов реликтового вещества [10–14] или предотвращения опасного сближения МНТ с Землей [14].

Среди астероидов выделяют те, которые имеют небольшие вытянутые орбиты, приближающиеся к орбите Земли без захода (астероиды группы Амура) и с заходом (астероиды группы Аполлона) во внутрь нее. Они могут сближаться с Землей и изредка даже сталкиваться с ней. Известны несколько астероидов, орбиты которых находятся внутри орбиты Земли и имеют полуоси, близкие к 1 а.е.

Основная масса зарегистрированных малых планет Солнечной системы (астероидов) имеют большие полуоси орбит относительно Солнца от 2,2 до 3,6 а.е. [1] и, следовательно, принадлежат к так называемому Главному поясу в кольцевой зоне, лежащей между орбитами Марса и Юпитера. Эти астероиды и астероиды групп Амура и Аполлона привлекательны тем, что полеты к ним представляют наименьшие технические трудности [13].

В табл. 2.6.3 представлены характеристики некоторых астероидов Главного пояса, оп-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.6.3. Характеристики астероидов Главного пояса, рассматриваемых в качестве целей для космических полетов

Астероид	N	тип	D, Км	a, а. е.	e	i, град.	ω, град.	Ω, град.	$T/T_З$	$T/T_М$	R_π, млн км	R_α, млн км
Parthenope	11	*S*	150	2,45	0,10	4,6	94	125	3,84	2,042	330	404
Fortuna	19	*C*	215	2,44	0,16	1,6	182	211	3,82	2,029	307	423
Lutetia	21	*M*	115	2,43	0,16	3,0	250	80	3,80	2,022	305	424
Urania	30	*S*	91	2,37	0,13	2,1	86	307	3,64	1,936	309	399
Pomona	32	*S*	93	2,59	0,08	5,5	338	220	4,16	2,111	354	420
Angelina	64	*E*	56	2,68	0,13	1,3	180	309	4,39	2,355	351	452
Velleda	126	*S*	40	2,44	0,11	2,9	327	23	3,81	2,025	326	404
Hertha	135	*M*	78	2,43	0,20	2,3	339	344	3,79	2,013	289	438
Medusa	149	*O*	16	2,18	0,06	0,9	250	159	3,21	1,705	304	347
Irma	177	*C*	68	2,77	0,24	1,4	38	347	4,61	2,452	317	512
Belisana	178	*S*	39	2,46	0,05	1,9	211	51	3,86	2,053	352	385
Oenone	215	–	36	2,77	0,03	1,7	319	25	4,61	2,449	399	429
Ella	435	*I*	32	2,45	0,15	1,8	333	23	3,83	2,038	310	423
Leocadia	969	*U*	18	2,46	0,20	2,3	91	288	3,87	2,055	293	444

тимальные траектории полета КА к которым в определенной степени к настоящему времени рассмотрены [13]. Указанные астероиды являются представителями всех основных геохимических классов (типов): S, C, M, E, O, I, U.

Каждая строка табл. 2.6.3 отнесена к определенному астероиду. В строке представлены название, номер и тип МНТ, значение диаметра D_a шара, приближенно описывающего фигуру МНТ, и значения набора параметров, характеризующих движение МНТ относительно Солнца.

Составляющими указанного набора являются следующие параметры орбиты МНТ:

большая полуось a и эксцентриситет e орбиты;

наклонение i, аргумент широты перицентра ω и долгота восходящего узла Ω орбиты в гелиоцентрической *эклиптической СК* (*ЭСК*) [14];

величины $T/T_З$ и $T/T_М$, где T — период орбиты МНТ, а $T_З$ и $T_М$ — периоды орбит Земли и Марса соответственно относительно Солнца;

минимальное R_π и максимальное R_α расстояния МНТ от Солнца.

Наибольший интерес с точки зрения получения и доставки на Землю реликтового вещества представляет класс C (углистые хондриты) и класс *S* (силикатные). Вещество астероидов классов *C* и *S* отличается от земных минералов и вещества метеоритов. В [10, 13] подчеркивается, что доставка вещества астероидов этих двух классов к Земле является задачей первостепенной важности.

Ряд астероидов и комет в процессе своего движения могут сближаться с Землей на опасное для нее расстояние. В табл. 2.6.4 и 2.6.5 представлены соответственно параметры орбит астероидов и комет, сближающихся с Землей в XXI веке [14].

В этих таблицах, как и в табл. 2.6.3, каждая строка отнесена к одному МНТ.

К настоящему времени предложено несколько различных методов воздействия на небесное тело с помощью подлетающего к нему КА с целью его разрушить или, скорректировав орбиту, отклонить от Земли. В работе [14] рассмотрены три эффективных и несложных в реализации метода коррекции орбиты НТ: ударно-кинетического воздействия, термоядерного воздействия и сублимационного воздействия. Сублимационный метод может использоваться только при воздействии на ядро кометы. В связи с этим выбор оптимальной траектории полета КА к сближающемуся с Землей МНТ в целях предотвращения возмож-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.6.4. Параметры орбит астероидов, сближающихся с Землей в XXI веке

Название/ семейство	T, земные годы	a, а.е.	R_π, а.е.	i, град	$V_{сб}^{*}$, км/с	$b_{кр}^{**}$, тыс. км
Toutatis/Ap	4	2,5	0,9	0,5	16,6	9
1996 RG3/Ap	2,8	2	0,8	3,6	18,7	8,3
1998 DV9/Ap	2,3	1,7	1	8,7	13,7	11,4
1994 CC/Ap	2,1	1,6	0,9	4,6	13,7	11,4
1990 MU/Ap	2,1	1,6	0,6	24,4	26,2	7,4
1994 CN2/Ap	2	1,6	0,9	1,4	13,3	12
1988 TA/Ap	1,9	1,5	0,8	2,5	16,7	8,9
1996 EN/Ap	1,8	1,5	0,9	38	25,5	7,4
Nereus/Ap	1,8	1,5	0,9	1,4	13,1	12,6
1994 PM/Ap	1,8	1,5	0,4	18	28,9	7,2
Appollo/Ap	1,8	1,5	0,6	6,4	20,3	8
1997 XF11/Ap	1,7	1,4	0,7	4,1	17,6	8,6
1994 PC1/Ap	1,6	1,3	0,9	33,5	22,5	7,7
Phaethon/Ap	1,4	1,3	0,1	22,1	35,3	7
1988 EG/Ap	1,4	1,3	0,6	3,5	18,9	8,2
Orpheus/Ap	1,3	1,2	0,8	2,7	14,4	10,4
1991 CS/Ap	1,2	1,1	0,9	37,1	22,5	7,7
Castalia/Ap	1,1	1,1	0,5	8,9	19,2	8,1
Asclepius/Ap	1	1	0,7	4,9	15,8	9,4
Khufu/At	1	1	0,5	9,9	18,8	8,2
Aten/At	1	1	0,8	18,9	15,2	9,7
1989 UQ/At	0,9	0,9	0,7	1,3	13,4	11,8
1997 NC1/At	0,8	0,9	0,7	16,7	14,4	10,4
Hathor/At	0,8	0,8	0,5	5,8	16,9	8,8
1994 WR12/At	0,7	0,8	0,5	7,1	14,6	10,3

* Значения скорости сближения на бесконечности МНТ с Землей.

** Верхняя граница $b_{кр}$ множества прицельных дальностей в подлете МНТ к Земле с катастрофическими последствиями для Земли, $0 \le b \le b_{кр}$ [14]

2.6.5. Параметры орбит комет, сближающихся с Землей в XXI веке

Название	T, земные годы	a, а.е.	R_π, а.е.	i, град	$V_{сб}$, км/с	$b_{кр}$, тыс. км
P/Denning-Fujikawa	9	4,3	0,8	9,1	21,7	7,7
P/Biela	6,6	3,5	0,8	8	20,7	7,9
P/Wirtanen	5,5	3,1	1	11,7	16,6	9
P/Schwassman-Wachmann 3	5,4	3,1	0,9	11,4	16,9	8,8
P/Honda-Mrkos-Pajdusakova	5,2	3,0	0,5	4,3	27,4	7,3

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ной катастрофы является важной задачей прикладной небесной механики.

Современные достижения в развитии ракетно-космической техники позволяют в широко рассматривать полеты КА к МНТ — астероидам и кометам, предлагается [13] для реализации полета к МНТ использовать КА, оснащенный ЭРД, электропитание на который поступает от СБ.

В связи с этим выбору и анализу оптимальных траекторий полета КА с ЭРД к указанным выше МНТ уделяется пристальное внимание. Практический интерес представляют работы [13, 15], в которых исследована возможность полетов КА к астероидам и кометам, технические характеристики которых близки КА с ЭРД проекта «Фобос–Грунт».

Современный двигатель МТ, каким является ЭРД, с высокой точностью сохраняет после выхода на режим скорость V_C истечения реактивной струи, $V_C = \text{const}$. Оптимизация и анализ траекторий перелета с учетом постоянства скорости истечения реактивной струи двигателя представляет собой сложную баллистическую задачу. Поэтому ее решение обычно начинают с предположения, что тяга ЭРД представляет собой так называемую идеально регулируемую МТ [10, 13]. Обоснованность такого подхода к решению задачи подтверждают результаты решения большого набора конкретных задач. Разница в затратах массы КА при реализации оптимальных траекторий в рассматриваемых двух вариантах моделирования МТ находится в пределах ~15 % от необходимых затрат массы КА. На ранних стадиях проектирования полета КА к телам Солнечной системы допустимо тягу ЭРД рассматривать как идеально регулируемую МТ.

Идеально регулируемая тяга ЭРД

В каждый момент времени t между реактивным ускорением f, м/с^2, КА, создаваемым ЭРД, скоростью V_C, м/с, истечения реактивной струи и мощностью тяги (мощностью «в струе») $S_т$, Вт, имеют место соотношения:

$$f = -V_C \frac{1}{M}\frac{dM}{dt},\ S_т = -\frac{V_C^2}{2}\frac{dM}{dt}, \quad (2.6.19)$$

где M — текущая масса КА, кг.

Мощность $S_т$ прямо пропорциональна [1] электрической мощности $S_Э$ источника питания ЭРД:

$$S_т = kS_Э,\ 0 < k \le 1. \quad (2.6.20)$$

В свою очередь электрическая мощность $S_Э$ может зависеть от времени полета КА, положения КА в пространстве и др. В случае, когда источником питания являются СБ, полагается:

$$S_Э(t) = f_Э(t, \boldsymbol{r}(t))S_Э^0, \quad (2.6.21)$$

где $S_Э^0$ — электрическая мощность СБ на расстоянии 1 а. е. от Солнца; $f_Э(t, \boldsymbol{r}(t))$ — заданная положительная функция, $\boldsymbol{r}$ — вектор положения КА.

Соотношения (2.6.19), (2.6.20), (2.6.21) позволяют записать дифференциальное уравнение относительно функции $M(t)$, из которого следует математическая зависимость между массами $M_Н$ и $M_К$ в некоторые моменты времени $t_Н$ и t_K ($t_Н \le t_К$) соответственно при непрерывной работе двигателя на отрезке $[t_Н, t_К]$:

$$2S_Э^0\left(\frac{1}{M_К} - \frac{1}{M_Н}\right) = \int_{t_Н}^{t_К} f^2 \frac{1}{kf_Э(t, \boldsymbol{r}(t))}dt. \quad (2.6.22)$$

Допустимая, т.е. удовлетворяющая заданным ограничениям, оптимальная траектория полета КА на интервале времени $[t_Н, t_К]$, реализуемая с помощью ЭРД и СБ, должна выбираться из условия минимизации функционала

$$J = \int_{t_Н}^{t_К} f^2 \frac{1}{f_Э(t, \boldsymbol{r}(t))}dt, \quad (2.6.23)$$

что непосредственно следует из соотношения (2.6.22). Функционал (2.6.23) не зависит от массы КА, поэтому поиск траектории (траекторная задача), доставляющей минимум этому функционалу, не зависит от массы КА. После решения траекторной задачи соотношение (2.6.22) позволяет при заданном значении массы $M_Н$ определить $M_К$. Исходя из этого, говорят, что в случае идеально регулируемой тяги траекторная и массовая задачи разделяются.

Характеристики траекторий полетов

Получены приближенные характеристики оптимальных траекторий полетов к некоторым МНТ [10, 12, 13], в частности, к астероидам Главного пояса, параметры орбит которых приведены в табл. 2.6.3. Рассматривался КА с техническими характеристиками, близкими к КА проекта «Фобос–Грунт», для запуска которого можно использовать достаточно легкий и дешевый ракетоноситель типа «Союз». Космический аппарат оснащен ЭРД, электропитание

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

на который поступает от СБ. Конкретно предполагалось:

начальная масса КА на межпланетном участке полета $M = 2000$ кг;

номинальная электрическая мощность СБ на расстоянии 1 а. е. от Солнца $S_Э^0 = 7{,}50$ кВт;

гиперболический избыток скорости у Земли $V_{\infty З} = 1{,}75$ км/с;

электрическая мощность СБ изменяется в соответствии с формулой (2.6.21) при $f_Э(t, \boldsymbol{r}(t)) = \dfrac{1}{[r(t)]^2}$, где $r = |\boldsymbol{r}|$ в а. е.;

коэффициент пропорциональности мощности тяги ЭРД электрической мощности СБ (2.6.20)) $k = 0{,}5$.

Многочисленные расчеты [10, 13] показывают, что полет КА с указанными техническими характеристиками к астероиду Главного пояса не обеспечивает его возвращение на Землю из-за малости полезной массы КА при подлете к астероиду. Для увеличения этой массы, учитывая что астероиды пояса находятся между орбитами Марса и Юпитера, предлагается использовать гравитационный маневр у Марса. Методика оптимизации перелетов к МНТ с использованием гравитационных маневров в сфере действия Марса с достаточной для практического применения степенью подробности изложена в работе [4].

В табл. 2.6.6 представлены характеристики оптимальных перелетов КА от Земли к ас-

2.6.6. Характеристики перелетов КА с идеальной МТ к астероидам в XXI веке с гравитационным маневром у Марса

Астероид	$t_З$	$t_М$	$t_А$	$\varphi_{ЗМ}$, град	$\varphi_{ЗА}$, град	$V_{\infty М}$, км/с	$R_М$, млн км	$R_А$, млн км	$M_А$, кг
Parthenope	14.11.1996	06.12.1997	09.12.1999	264	521	2,882	208	374	1415
Angelina	30.10.2011	29.07.2012	22.05.2015	196	544	3,748	231	395	1499
Pomona	28.01.2016	20.08.2016	15.02.2019	165	452	5,167	212	356	1330
Oenone	24.02.2016	24.01.2017	31.05.2019	236	495	2,949	214	404	1400
Leocadia	08.12.2028	07.12.2029	20.01.2032	247	499	3,225	207	439	1523
Irma	15.12.2028	03.01.2030	28.04.2032	257	490	3,136	207	511	1471
Urania	18.12.2028	15.01.2030	17.11.2031	262	496	3,353	207	398	1504
Ella	15.01.2029	28.02.2030	11.05.2032	260	533	4,635	211	338	1469
Belisana	26.11.2030	06.09.2031	22.02.2034	229	514	3,607	212	356	1548
Lutetia	02.02.2031	01.01.2032	17.05.2034	233	516	2,667	209	217	1534
Lutetia	09.12.2060	28.11.2061	28.01.2064	248	499	2,398	207	382	1500
Hertha	26.11.2075	28.11.2076	24.02.2079	252	508	2,522	208	380	1500
Belisana	29.12.2077	12.12.2078	04.12.2080	253	527	2,887	207	352	1440
Hertha	29.12.2079	30.10.2080	20.11.2082	255	470	2,381	207	385	1358
Medusa	08.12.2092	01.12.2093	16.09.2095	258	502	1,778	207	346	1323
Velleda	16.12.2092	03.12.2093	19.12.2095	251	504	2,643	207	383	1488
Fortuna	05.02.2093	02.03.2094	25.05.2096	254	514	4,597	214	371	1541

$t_З$, $t_М$, $t_А$ — даты отлета КА от Земли, достижения КА минимального расстояния от Марса и сближения КА с астероидом соответственно;
$\varphi_{ЗМ}$, $\varphi_{ЗА}$ — угловые дальности относительно Солнца полета КА от Земли к Марсу и астероиду соответственно;
$V_{\infty М}$ — скорость КА относительно Марса при входе в сферу действия Марса;
$R_М$, $R_А$ — расстояния между КА и Солнцем в даты $t_М$ и $t_А$ соответственно;
$M_А$ — масса КА при подлете к астероиду.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

2.6.7. Характеристики первых возможных в XXI веке перелетов КА с ЭРД к астероидам с гравитационным маневром у Марса при постоянной скорости истечения струи

Астероид	V_C, км/с	$t_З$	$t_А$	$\varphi_{ЗА}$, град.	$M_А$, кг
Angelina	16,5	Октябрь 2011 г.	Май 2015 г.	544	1333
Pomona	16,5	Январь 2016 г.	Февраль 2019 г.	452	1239

тероидам, представленным в табл. 2.6.3, полет к которым представляет интерес с точки зрения доставки на Землю реликтового вещества. Оптимальные траектории перелетов получены с учетом выполнения требований, что нет ограничений на направление и величину тяги ЭРД, полет КА реализуется с выравниванием скоростей КА и МНТ в малой окрестности МНТ. В каждой строке табл. 2.6.6, наряду с названием астероида (цели полета КА), представлены значения расчетных величин.

Для сравнения в табл. 2.6.7 представлены характеристики оптимальных траекторий полета КА к астероидам Angelina и Pomona, поиск которых выполнялся при ранее принятых ограничениях, но при условии, что скорость V_C истечения реактивной струи работающего ЭРД имеет постоянное значение. Общие обозначения в табл. 2.6.6, 2.6.3 имеют один и тот же смысл.

Аналогичные расчеты параметров оптимальных траекторий полета к некоторым кометам имеют место при условии выравнивания скоростей КА и кометы при их сближении. В частности, в [13] представлены характеристики оптимальных траекторий полетов к комете Копфа с использованием и без него пертурбационного маневра у Марса. Некоторые основные характеристики полета, например, затраты массы КА к комете Копфа в первом приближении можно распространить на близкие по параметрам орбиты кометы. К последним относятся кометы Кларка и Чурюмова–Герасименко, представляющие наряду с кометой Копфа большой научный интерес.

Поиск оптимальной траектории полета КА к МНТ в целях предотвращения опасного сближения последнего с Землей требует индивидуального подхода, что в первую очередь обусловлено принятым методом воздействия на МНТ. Принятому методу воздействия соответствуют, как правило, определенная точка встречи КА с МНТ, величина и направление скорости их сближения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Космонавтика** Энциклопедия / под. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985.

2. **Авдуевский В.С., Аким Э.Л., Кремнев Р.С.** и др. Космический проект «Фобос-Грунт»: основные характеристики и стратегия развития // Космонавтика и ракетостроение. 2000. Т. 19. С. 8–21.

3. **Аким Э.Л., Заславский Г.С., Морской И.М.** и др. Баллистика, навигация и управление полетом космического аппарата в проекте «Фобос–Грунт» // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2002. № 5. С. 153–161.

4. **Zaslavskiy G.S., Zharov V.G., Chernov A.V.** Optimal Transfer from Earth Satellite Orbit to Mars Satellite Orbit with Using Electric Propulsion System at Cruising Phase / The Proc. of the 17th Intern. Symp. on Space Flight Dynamics, Moscow, Russia, 16–20 June 2003, V. 1. P. 305–311.

5. **Akim E.L., Zaslavsky G.S., Zharov V.G., Chernov A.V.** Interplanetary Flight Control With Electric Engine in View of Thrust Errors / The Proc. of the 18th Intern. Symp. on Space Flight Dynamics, Munich, Germany. 11–15 October 2004. P. 339–343.

6. **Маров М.Я.** Планеты Солнечной системы. М.: Наука, 1981.

7. **Бэттин Р.** Наведение в космосе. М., Машиностроение, 1966.

8. **Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.В.** Математическая теория оптимальных процессов. Изд. 2-е. М.: Наука. 1969.

9. **Tada H.I., Carter J.R., Anspaugh B.E., Downing R.G.** Solar Cell Radiation Handbook / JPL Publication 82–69. 1982. 9 p.

10. **Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б., Ивашкин В.В., Энеев Т.М. и др.** Траекторно-баллистический анализ полетов к астероидам и кометам космических аппаратов с двигателями малой тяги // Интеллектуальные системы автономных аппаратов для космоса и океана и метод технико-биологических аналогий. М., 1997. С. 36–71.

11. **Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Yegorov V.A.** Asteroid and Comet Rendezvous Mis-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

sions Using Low-thrust Nuclear Electric Propulsion / Space Forum. 2000. V. 5. P. 279–305.

12. **Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Zaslavsky G.S.** Researches of Asteroids and Comets; Flights with Low Thrust: preprint Keldysh Inst. of Appl. Mathem. Russia Academy of Sciences. № 37. 2003.

13. **Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б., Жирнов В.А., Энеев Т.М.** О возможности достижения астероидов Главного пояса космическим аппаратом с ЭРД: препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. № 77. 2004.

14. **Ивашкин В.В.** Качественный сравнительный анализ некоторых методов изменения орбиты сближающегося с Землей малого небесного тела // Околоземная астрономия XXI века: сб. тр. конф. Звенигород, 21–25 мая 2001. РАН, Институт астрономии. 2001. С. 294– 304.

15. **Akhmetshin R.Z., Eneev T.M.** Main Belt Asteroid Missions with Low Thrust and Gravity Assist of Mars / The Proc. of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics, 16–20 June 2003, Moscow, Russia. V. 2. P. 307– 313.

Раздел 3
АЭРОГАЗОДИНАМИКА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

При исследованиях аэродинамики РН в потоках сплошной среды с большими скоростными напорами (до 5 000 кгс/м^2) в практике проектирования удобно использование размерности давления в [кгс/см^2]. Использование размерности давления в [Па] для этих условий полета нецелесообразно, так как оцениваемые давления имеют значения порядка 10^4...10^7 Па. Наличие большого числа нулей или показателей степени влечет, как показывает практика, появление ошибок в документации. Размерность давления в [Па] используется для анализа аэродинамики в разреженной среде на больших высотах, когда величины давлений, как правило, не превышают 100...1000 Па. Поэтому в последующих разделах при рассмотрении вопросов аэродинамики РН используется размерность в [кгс/см^2] или [мм. рт. ст.], а для КА — в [Па].

Такой подход используется в международных проектах. В рамках проектов «Морской старт» с использованием РН «Зенит» согласованной размерностью является [кгс/см^2], в рамках международной космической станции МКС — в [Па].

Глава 3.1
ТИПЫ (КЛАССИФИКАЦИЯ) АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОМПОНОВОК

При исследовании аэродинамических характеристик РН целесообразно классифицировать их аэродинамические компоновки исходя из сходства перечня задач аэрогазодинамики, теплообмена и акустики, которые необходимо решать в процессе проектирования, создания и отработки РН, а также общности методов расчета их обтекания воздушным потоком и экспериментальных исследований в АДТ и на стендах.

С этой точки зрения выделяют следующие типы аэродинамических компоновок РН:

моноблочные;

многоблочные с последовательным расположением и поперечным разделением ступеней;

многоблочные с параллельным расположением и продольным разделением ступеней;

многоблочные с продольным разделением ступеней и навесными полезными грузами.

3.1.1. МОНОБЛОЧНЫЕ КОМПОНОВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

По моноблочной схеме выполнены все одноступенчатые ракеты, примером которых являются ракеты Р-1, Р-2, Р-5, Р-11 и др. [1–4]. Корпуса ракет представляют единое геометрическое тело без разрывов его наружной поверхности.

К моноблочным могут быть причислены также аэродинамические компоновки многоблочных ракет с поперечным делением ступеней при условии, что их наружная поверхность также не имеет разрывов. По такой схеме выполнены, как правило, аэродинамические компоновки многоблочных ракет морского (на подводных лодках) и шахтного базирования, межступенные отсеки которых представляют сплошные оболочки цилиндрической или конической формы [2]. Методы расчета и экспериментального исследования аэрогазодинамики таких ракет аналогичны методам исследования моноблочных ракет.

3.1.2. МНОГОБЛОЧНЫЕ КОМПОНОВКИ С ПОПЕРЕЧНЫМ ДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ

Классическими примерами многоблочных ракет с поперечным делением ступеней являются РН Н-1 и РН космического назначения морского базирования «Зенит-3SL». Для их аэродинамических компоновок характерно наличие ферменных отсеков между блоками ступеней. При исследованиях аэрогазодинамических характеристик таких ракет появляются особенности, связанные с разрывами наружной поверхности. Течение, формирующееся на участках разрывов наружной поверхности при обтекании ракеты воздушным потоком, оказывает существенное влияние на местные параметры течения около блоков и на суммарные аэродинамические характеристики ракет в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

целом. Изучение этих особенностей требует разработки специальных расчетных методов и модификации способов экспериментальных исследований.

На участках разрывов наружной поверхности формируются зоны отрыва потока, конфигурация которых определяется параметрами набегающего потока (скорость — число Маха, число Рейнольдса, угол атаки) и геометрией ракетных блоков — расстоянием между ракетными блоками l, их диаметрами d и формой. При этом определяющее влияние на течение оказывает относительное расстояние l/d между блоками.

В зависимости от относительного расстояния между блоками реализуются схемы течения, показанные на рис. 3.4.32 (с. 319). При малых относительных расстояниях зона отрыва набегающего потока заполняет все межблочное пространство и вторичное присоединение потока к поверхности происходит на лобовой части блока, расположенного ниже по потоку, с образованием при сверхзвуковых скоростях набегающего потока скачка уплотнения малой интенсивности. В зоне отрыва формируется возвратное (циркуляционное) течение. Воздействие набегающего потока на нижний блок оказывается незначительным, о чем свидетельствует зависимость коэффициента продольной силы c_x блока от относительного расстояния, представленная на рис. 3.4.32 (с. 319).

При больших расстояниях между блоками за донным срезом верхнего блока формируется зона отрыва, характерная для случая обтекания верхнего блока в изолированном состоянии. В этом случае на нижний блок воздействует поток воздуха с параметрами, близкими к параметрам невозмущенного набегающего потока, что сопровождается существенным увеличением продольной силы нижнего блока. При ненулевых углах атаки аналогичным образом меняется, в зависимости от расстояния, и величина нормальной силы нижнего блока.

Разделение ступеней многоблочных РН с поперечным делением осуществляется либо с помощью *основных* или управляющих двигателей уходящей ступени, либо с помощью специальных тормозных двигателей, устанавливаемых на отбрасываемой ступени.

Первый тип разделения, при котором двигатели уходящей ступени запускаются в момент подачи команды на разделение, и который получил название горячего разделения, реализован на РН Н-1. В этом случае струи двигателей уходящей ступени оказывают значительное силовое и тепловое воздействия как на отбрасываемую, так и на уходящую ступени.

Второй тип разделения реализован на РН «Зенит-3SL», для чего на первой ступени ракеты установлены специальные твердотопливные тормозные двигатели. Данный тип разделения обеспечивает малые силовые и тепловые воздействия на разделяющиеся ступени.

3.1.3. МНОГОБЛОЧНЫЕ КОМПОНОВКИ С ПРОДОЛЬНЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ

В многоблочных аэродинамических компоновках с продольным разделением ступеней оси ракетных блоков располагаются параллельно или под углом друг к другу. Полезный груз в таких компоновках размещается в носовой части центрального блока, как правило, под головным обтекателем.

Количество боковых блоков и их угловое расположение на центральном блоке в таких компоновках может быть различным. Так, модульный ряд модификаций РН «Энергия» предусматривал изменение числа боковых блоков от двух до шести, а модульный ряд РН «Ангара» — от одного до четырех. Боковые блоки могут располагаться как симметрично относительно плоскостей стабилизации ракет («Союз», «Ариан-5», «Ангара», «Аврора»), так и асимметрично («Энергия-М»). Боковые блоки имеют одинаковые внешние обводы.

Отделение боковых блоков осуществляется с помощью специальных двигателей отделения, как в случае РН «Энергия-М», «Ариан-5», или с помощью реактивной силы струй газа наддува топливных баков отделяемых блоков. Для этого на ракете «Союз» в момент отделения блоков вскрываются специальные отверстия, через которые осуществляется стравливание из баков окислителя газа их наддува с некоторым остаточным давлением. Реактивная сила струи истекающего газа наддува обеспечивает безударное отделение бокового блока.

Методы расчета и экспериментальных исследований аэрогазодинамических характеристик многоблочных РН значительно слож-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нее, чем моноблочных. Для решения проектных задач и создания таких ракет требуется значительно больший объем расчетной и экспериментальной информации для формирования исходных данных (банка) по аэрогазодинамике и существенный перечень более сложных экспериментальных исследований.

3.1.4. МНОГОБЛОЧНЫЕ КОМПОНОВКИ С ПРОДОЛЬНЫМ ДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ И НАВЕСНЫМИ ПОЛЕЗНЫМИ ГРУЗАМИ

Типичными примерами аэродинамических компоновок многоблочных РН с боковым расположением (навесных) полезных грузов являются ракетно-космические системы «Спейс Шаттл» и «Энергия»—«Буран» с ее модификациями [4]. Основное принципиальное отличие этих систем состоит в том, что маршевые двигатели второй ступени системы «Спейс Шаттл» установлены на орбитальном корабле, а двигатели системы «Энергия»—«Буран» — на центральном блоке, что делает ее универсальной и позволяет выводить различные полезные грузы, устанавливаемые на одни и те же посадочные места блока. В составе РН «Энергия» предусмотрено использование орбитального корабля «Буран», крупногабаритного грузового контейнера и грузов с несущим корпусом (рис. 3.5.10 с. 343).

Ввиду бокового расположения полезных грузов аэродинамические компоновки такого типа не сравнимы по сложности решения задач аэрогазодинамики, теплообмена и акустики ни с одной из компоновочных схем, рассмотренных в разд. 3.1.1—3.1.3. Чрезвычайно большая стоимость создания таких систем предъявляет очень высокие требования к их надежности, особенно при запуске пилотируемых кораблей, а следовательно, к достоверности и точности определения аэродинамических характеристик при наземной отработке.

3.1.5. ВЫСТУПАЮЩИЕ И ОТДЕЛЯЕМЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ

Основу конструкции РН составляют оболочки топливных баков. Поэтому многие вспомогательные системы — толкатели и узлы разворота створок головных обтекателей, двигатели отделения отработавших блоков, антенны, трубопроводы различного назначения, силовой набор каркасных отсеков, обтекатели бортовой кабельной сети, располагаются, как правило, на наружной поверхности блоков. Наиболее полно спектр возможных выступающих элементов конструкции (надстроек) самой разной конфигурации и размерностей реализован на блоках РН «Энергия» (рис. 3.5.1 с. 336).

Выступающие элементы конструкции, меняя структуру течения около корпусов, влияют на аэродинамические характеристики ракет. При этом обычно возрастает аэродинамическое сопротивление ракет и ухудшаются их энергетические возможности. Наряду с определением влияния надстроек на аэродинамику носителей решается не менее сложная задача исследований аэродинамических нагрузок, действующих на сами надстройки и узлы их крепления к тонкостенным оболочкам баков.

Для увеличения энергетических возможностей носителей и массы выводимых полезных грузов ряд элементов конструкции ракет сбрасывается на участке выведения вместе с отработавшими блоками. К числу таких элементов относятся створки головных обтекателей, наружные обечайки разгонных блоков, неиспользованные двигатели аварийного спасения в составе носителей с пилотируемыми кораблями (РН Н-1, «Сатурн-5», «Союз»). Исследования аэродинамики носителей при сбросе отработавших блоков и элементов конструкции и определение аэродинамических характеристик отделившихся элементов в процессе их автономного движения для прогнозирования районов падения представляют самостоятельные и весьма сложные экспериментальные и расчетные задачи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Академик** С.П. Королев. Ученый. Инженер. Человек: Творч. портрет по воспоминаниям современников / под ред. А.Ю. Ишлинского. М.: Наука, 1986. 520 с.

2. **Баллистические** ракеты подводных лодок России: избр. ст. / под ред И.И. Величко. Миасс: ГЦ «КБ им. акад. В.П. Макеева», 1994. 279 с.

3. **Космонавтика:** энциклопедия / под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 526.

4. **Уманский С.П.** Ракеты-носители. Космодромы / под ред. Ю.Н. Коптева. М.: Реостат, 2001. 215 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 3.2

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ В ПРОЦЕССЕ СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

При решении задач определения аэродинамических характеристик РН используется ССК $O_в X_в Y_в Z_в$ [1] (рис. 3.2.1.). В связи с перемещением центра масс РН в процессе полета относительно исходного положения в момент старта за счет выработки топлива начало координат помещается в условный центр масс, в качестве которого принимается вершина головного обтекателя или точка на донном срезе РН. Продольная ось $O_в X_в$ ССК направлена от хвостовой к носовой части РН.

Для определения направления скорости РН в дополнение к ССК используется система координат $OX_п Y_п Z_п$, связанная с пространственным углом атаки $\alpha_п$. Продольная ось $OX_п$ этой системы координат совпадает с продольной осью РН, а ось $OY_п$ лежит в плоскости, образованной продольной осью и направлением скорости V РН и направлена противоположно проекции скорости на плоскость, перпендикулярную продольной оси. Пространственный угол атаки $\alpha_п$ представляет собой угол между продольной осью РН и направлением скорости V. Пространственный угол атаки всегда положителен. Угол $\varphi_п$ между нормальной осью OY ССК и осью $OY_п$ ССК, связанной с пространственным углом атаки, называется *аэродинамическим углом крена*.

При движении РН на нее со стороны окружающей воздушной среды действуют аэродинамическая сила R_A и аэродинамический момент M_A. Однако на практике удобнее пользоваться составляющими аэродинамической силы (X, Y, Z) и момента (M_x, M_y, M_z) и их коэффициентами:

$$c_x = X/(qS); \qquad (3.2.1)$$

$$c_y = Z/(qS); \qquad (3.2.2)$$

$$c_z = Z/(qS); \qquad (3.2.3)$$

$$m_x = M_x/(qSL); \qquad (3.2.4)$$

$$m_y = M_y/(qSL); \qquad (3.2.5)$$

$$m_z = M_z/(qSL), \qquad (3.2.6)$$

где c_x — коэффициент аэродинамической продольной силы; q — скоростной напор, кгс/м^2; S — характерная площадь, м^2; c_y — коэффициент аэродинамической нормальной силы; c_z — коэффициент аэродинамической поперечной силы; m_x — коэффициент аэродинамического момента крена; L — характерная длина, м; m_y — коэффициент аэродинамического момента рыскания; m_z — коэффициент аэродинамического момента тангажа.

Обычно в качестве параметров, «характерных» для РН, принимается площадь *миделя* (*максимальная площадь поперечного сечения корпуса РН*) и длина корпуса РН.

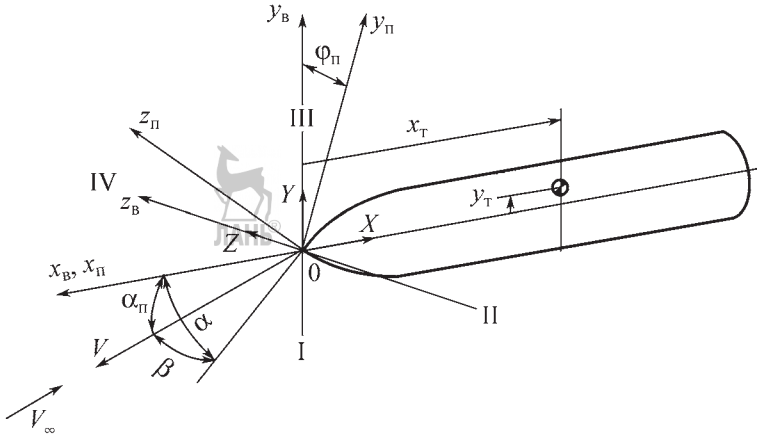


Рис. 3.2.1. Система координат:
X, Y, Z — продольная, нормальная и поперечная силы соответственно; I–III и I–IV — плоскости стабилизации РН; $X_т$, $Y_т$ — координаты центра масс РН в связанной системе координат; α и β — угол атаки и скольжения соответственно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Коэффициенты моментов определяются относительно фактического или условного центра масс РН.

При анализе распределения давления по поверхности РН используется коэффициент давления

$$c_p = (P - P_\infty)/q, \qquad (3.2.7)$$

где P — местное давление на поверхности РН, кгс/см^2; P_∞ — атмосферное давление, кгс/см^2.

В процессе создания РН определяются следующие основные аэродинамические характеристики:

1. *Суммарные аэродинамические характеристики РН* во всем полетном диапазоне параметров движения в возмущенной атмосфере, т.е. с учетом действия ветра: c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z. Эти данные предназначены для исследований баллистики, устойчивости и управляемости РН.

Как правило выделяют следующие основные режимы полета, для которых определяют аэродинамические характеристики:

• стартовый; $M_\infty = 0...0{,}3$; $\alpha_п = 0...90°$; $\varphi_п = 0...360°$;

• маршевый; $M_\infty = 0{,}3...6{,}0$; $\alpha_п = 0...15°$; $\varphi_п = 0...360°$;

• маршевый участок полета второй (третьей) ступени и разгонных блоков; $M_\infty > 6{,}0$; $\alpha_п = 0...15°$; $\varphi_п = 0...360°$.

2. Составляющие аэродинамических коэффициентов Δc_x, Δc_y, Δc_z, Δm_x, Δm_y, Δm_z от влияния струй ДУ.

3. Эпюры распределения коэффициентов сил по длине блоков dc_x/dl, dc_y/dl, dc_z/dl, предназначенные для анализа общего нагружения конструкции РН.

Основные режимы полета (M_∞, $\alpha_п$, $\varphi_п$, H), для которых определяются эпюры распределения коэффициентов, охватывают, как правило, следующие случаи:

• стартовый участок ($M_\infty \to 0$) и предстартовая стоянка на пусковом устройстве в условиях ветрового воздействия, для которых характерны большие углы атаки. Этот случай является расчетным для хвостовых отсеков РН, на которые опирается РН. В момент запуска ДУ на РН дополнительно действуют ударно-волновые и акустические давления, а также газодинамические составляющие сил и моментов. Старт РН представляет собой один из самых ответственных участков полета;

• маршевый участок полета в районе максимальных скоростных напоров q_{max}. Для этого участка полета характерны малые углы атаки ($\alpha_п \sim 0...6°$), особенно для РН с контуром разгрузки корпуса в системе управления. Для большинства РН скоростной напор достигает максимума при числах Маха M_∞ от 1,5 до 2,5. Для тяжелых РН изменение скоростного напора в районе q_{max} имеет пологий характер;

• маршевый участок полета в районе максимальных значений аэродинамических коэффициентов сил и моментов. Эти режимы реализуются, как правило, при числах Маха от 1,0 до 1,5 при повышенных значениях углов атаки ($\alpha_п \to 8...10°$);

• маршевый участок полета с максимальными продольными перегрузками n_{max}. Для этого режима характерны максимальные снижающие усилия, действующие на корпус РН. Он реализуется обычно в конце полета при больших сверхзвуковых скоростях ($M_\infty \sim 6{,}0$).

4. Эпюры распределения коэффициента давления в поперечных $c_p(\gamma, x = \text{const})$ и продольных $c_p(l = \text{const}, \gamma)$ сечениях корпуса РН, где γ — меридианальный угол, отсчитываемый от наветренной образующей корпуса, для расчета локального нагружения отсеков и отдельных элементов конструкции, а также для анализа работы дренажных устройств для стравливания газа из негерметичных отсеков в полете. Эпюры распределения давления задаются для тех же режимов полета, что и для эпюр распределения коэффициентов сил.

5. Составляющие аэродинамических коэффициентов Δc_x, Δc_y, Δc_z, Δm_x, Δm_y, Δm_z, обусловленные отклонениями аэродинамических или реактивных органов управления, для анализа управляемости РН и нагружения ее конструкции.

6. Аэродинамические коэффициенты сил и моментов, действующих на воздушные и реактивные органы управления, для анализа усилий, действующих на рулевые приводы органов управления.

7. Суммарные аэродинамические характеристики c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z отделяемых элементов конструкции — отработавших ракетных блоков, ступеней, створок головных обтекателей и т.д., для расчета их зон падения.

8. Аэродинамические характеристики РН и ее блоков при наземном транспортировании на специальных агрегатах в условиях ветрового воздействия и влияния близости

Земли, а также при авиационных перевозках на внешней подвеске самолетов. Эти данные необходимы не только для расчета нагрузок, но и для анализа условий движения транспортных агрегатов. Ввиду большой парусности перевозимых грузов (блоки РН) аэродинамические силы, возникающие при действии ветра, могут обуславливать боковое скольжение агрегата на колесном ходу в неблагоприятных погодных условиях или его опрокидывание.

9. Газодинамические составляющие сил и моментов от струй ДУ при старте, взаимодействующих с элементами стартового сооружения.

10. Ударно-волновые, тепловые и акустические воздействия на РН и полезный груз при запуске ДУ на стартовом сооружении.

11. Газодинамические, тепловые и загрязняющие воздействия струй двигателей отделения и разделения створок головного обтекателя на отбрасываемые, уходящие блоки и полезный груз.

12. Аэродинамические воздействия набегающего потока на полезный груз в процессе раскрытия створок головного обтекателя при повышенных скоростных напорах.

13. Суммарные аэродинамические характеристики разделяющихся блоков при относительном движении для расчета процесса разделения и обеспечения его безударности. Аэродинамические характеристики определяются при различных относительных положениях разделяющихся блоков. Необходимость изменения линейных и угловых положений блоков обуславливает чрезвычайно большой объем информации, потребной для исследования процесса разделения, особенно в случае аэродинамических компоновок пакетных схем.

14. Выбор схемы дренирования негерметичных отсеков и элементов конструкции и типа дренажных устройств (открытого или клапанного типа) для обеспечения допустимых перепадов давлений на конструкцию на участке выведения и при авиационном транспортировании.

15. Изменения абсолютного и избыточного давлений в многосвязных отсеках при выведении и определение перепадов давлений на элементы конструкции. Изменение давлений в отсеках определяется для всего участка полета первой ступени РН. Важным моментом при этом является выявление участка полета с максимальным градиентом $(dP/dt)_{max}$ изменения давления по времени полета и остаточного давления под головным обтекателем на момент сброса его створок. Эти характеристики определяют условия нагружения КА на участке выведения.

16. Пульсации давления на внешней поверхности РН в полете для расчета нагружения конструкции и определения акустической среды под головным обтекателем в зоне расположения КА.

17. Определение расходных характеристик дренажных устройств с учетом взаимодействия стравливаемого из негерметичных отсеков газа с набегающим потоком.

18. Распределение коэффициентов давления по поверхности и аэродинамических сил по длине выступающих элементов конструкции (обтекатели различных систем и бортовой кабельной сети, трубопроводы, антенны) для расчета их нагружения и нагружения узлов их крепления к блоку.

19. Выбор оптимальной газодинамической схемы подачи термостатирующего воздуха в отсеки РН и блок полезного груза для обеспечения потребного теплового режима приборов и систем. Определение полей скоростей и температур воздуха в отсеках. В связи с длительностью процессов термостатирования в процессе сборки и подготовки РН к пуску, а также чувствительностью отдельных элементов конструкции КА к воздействию потоков термостатирующего воздуха вводятся ограничения на величины скоростей течения у поверхности аппарата. Они не должны превышать 1...3 м/с, что требует серьезной отработки конструкции устройств для подачи воздуха в отсеки и организации соответствующей структуры течения в зоне КА при сохранении эффективного отвода или подвода тепла к его чувствительным элементам.

В ходе проектирования может возникать необходимость определения дополнительных характеристик, кроме перечисленных, обусловленная особенностями компоновки РН и ее функционирования в процессе подготовки и на участке выведения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **ГОСТ 20058–80.** Динамика летательных аппаратов в атмосфере, термины, определения и обозначения. М.: Гос. комитет СССР по стандартам, 1981. 52 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 3.3

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

3.3.1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Несмотря на успешное развитие в последние годы расчетных методов исследования обтекания ЛА сложных форм, их возможности по-прежнему весьма ограничены, особенно при определении интегральных аэродинамических характеристик объектов. Поэтому все расчетные характеристики, влияющие на облик объекта и процесс его проектирования, обязательно подтверждаются результатами экспериментальных исследований, необходимость которых регламентируется нормативной документацией по проектированию ракетно-космической техники.

В отличие от авиации, где летные испытания вновь создаваемого самолета могут проводиться поэтапно с постепенным ужесточением режимов и их усложнением, в ракетной технике уже в первом пуске РН реализуются все режимы обтекания и нагружения изделия. Поэтому наземной экспериментальной отработке вопросов аэрогазодинамики, акустики и теплообмена уделяется особое внимание.

От номенклатуры и объема проводимых экспериментальных исследований, их качества и достаточности зависит надежность создаваемых изделий. Наземные аэродинамические исследования не заменяют натурных испытаний, но позволяют существенно уменьшить их объем. Непосредственное использование интегральных аэродинамических характеристик в контуре систем управления ракет требует повышенной точности их определения. Адекватность аэродинамических характеристик, полученных с использованием данных модельных экспериментальных исследований, фактическим характеристикам объекта может быть проверена только в летных испытаниях.

Наряду с экспериментальными исследованиями, в которых добиваются полного (или частичного) подобия модели, натуры и потоков газа, часто проводятся испытания, основанные на различного рода аналогиях — газогидродинамической для сверхзвуковых течений жидкости и газа, между трехмерным установившимся и двумерным неустановившимся течениями и других. Эти методы физических исследований просты, наглядны и чрезвычайно полезны на ранних стадиях исследований. Зачастую к аналоговым испытаниям с использованием локального подобия обращаются в случаях, когда постановка традиционного эксперимента в АДТ по каким-либо причинам невозможна или неоправданно дорога.

Подобие физических явлений в аэродинамическом эксперименте

Для определения аэродинамических характеристик ракет по результатам испытаний их моделей необходимо соблюдение законов аэродинамического подобия, что позволяет осуществить переход от характеристик модели к характеристикам натурного изделия.

При исследовании аэродинамики ракет, движущихся в сплошной газовой среде, следует выполнять геометрическое и динамическое подобия.

Для обеспечения геометрического подобия модели и изделия (объекта) любой линейный натурный размер необходимо умножить на коэффициент масштаба данной модели. Для двух геометрически подобных тел, находящихся в подобных потоках газа, углы атаки, скольжения и крена должны быть одинаковыми.

Для геометрически подобных тел в подобных потоках безразмерные коэффициенты аэродинамических силы и момента определяются формулами:

$$C_R = R/(qS), \qquad (3.3.1)$$

$$C_m = M/(qSL), \qquad (3.3.2)$$

где C_R и C_m — коэффициенты аэродинамической силы и момента соответственно; R и M — полная аэродинамическая сила и полный момент соответственно; q — скоростной напор невозмущенного потока; S — характерная площадь (площадь в плане или площадь миделя); L — характерная длина,

$$q = \rho V_\infty^2 / 2, \qquad (3.3.3)$$

где ρ — плотность газа; V_∞ — скорость газа, в невозмущенном потоке.

В расчетах аэродинамических характеристик ракет при малых углах атаки используются ССК с началом в условном центре масс, расположенным в носике изделия или на его донном срезе, так как при выработке топлива на траектории полета положение фактического центра масс может существенно меняться. Кроме того, конфигурация ракет также меняется в процессе полета из-за отделения отработавших ступеней.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В аэродинамических расчетах определяются коэффициенты проекций аэродинамической силы R (c_x, c_y, c_z) и момента M (m_x, m_y, m_z) на связанные оси координат.

Поле давлений на поверхности тела описывается коэффициентом давления

$$c_p = (p - p_\infty)/q, \qquad (3.3.4)$$

где p — статическое давление на поверхности тела, кгс/см^2; p_∞ — статическое давление в невозмущенном потоке, м^2/с.

Коэффициенты сил, моментов и давления можно непосредственно с модельных испытаний переносить на натурное изделие при условии соблюдения геометрического подобия и следующих параметров подобия: число Re Рейнольдса, число M Маха, число Sh Струхаля.

Число Рейнольдса характеризует влияние вязкости на процесс обтекания тела потоком газа:

$$\mathrm{Re} = (V_\infty)/\nu, \qquad (3.3.5)$$

где V — скорость потока газа, м/с; ν — кинематическая вязкость, м^2/с; ℓ — характерный линейный размер (характеризует влияние вязкости на процесс обтекания тела потоком газа), м.

Равенство чисел Рейнольдса для модели и натуры обеспечивает подобие с учетом вязкости. Однако полного подобия по числу Re на всех режимах полета достичь не удается из-за ограниченных возможностей АДТ. На рис. 3.3.1 показано сравнение значений логарифмов чисел Re_ℓ, реализующихся по траектории движения системы «Энергия»—«Буран», с

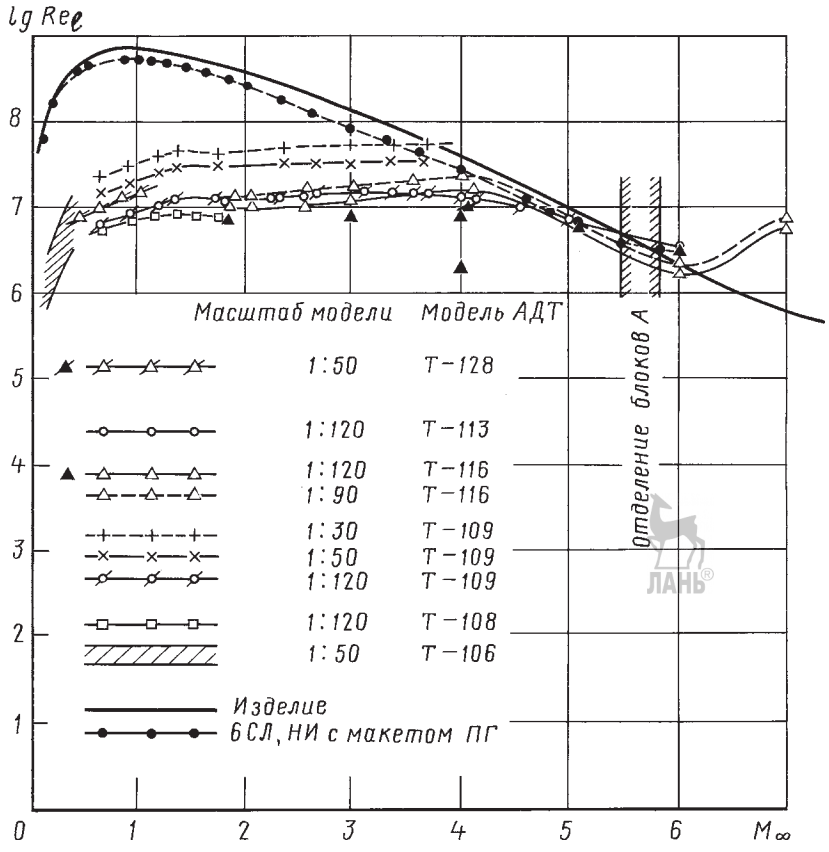


Рис. 3.3.1. Зависимость числа Re от числа Маха для РН «Энергия» и ее моделей:
Т-128, Т-113, Т-116, Т-109, Т-108, Т-106 — индексы аэродинамических труб ЦАГИ с рабочими частями разных размеров; изделие — значение числа Re «Энергия» с макетом полезного груза; 6СЛ, НИ с макетом ПГ — реализовавшиеся в полете РН «Энергия» с макетом ПГ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

числами Re_ℓ, получаемыми в АДТ для моделей разного масштаба. Видно, что в области чисел Маха от 0 до ~3,0...4,0 равенство значений чисел Re_ℓ не достигается. Поэтому проводятся экспериментальные исследования в трубах переменной плотности для выявления влияния числа Re на аэродинамические характеристики и установления области автомодельности по числу Re. Кроме того, в результаты эксперимента приходится вводить расчетные поправки на влияние отличий в числах Re.

Числа Маха:

$$M = V/a, \qquad (3.3.6)$$

где V — скорость потока газа, м/с; a — скорость звука в потоке (характеризуют влияние сжимаемости газа), м/с.

По мере роста скорости течения газа влияние сжимаемости возрастает и при скоростях потока, приближающихся к скорости звука, становится определяющим по сравнению с влиянием вязкости.

Существующие в России аэродинамические трубы обеспечивают проведение экспериментальных исследований аэродинамики РН во всем потребном диапазоне изменения чисел Маха от 0 до 10.

В практике аэродинамического эксперимента приходится рассматривать аэродинамические характеристики, имеющие периодический характер изменения по времени (пульсации давления, продольной и нормальной сил). При их изучении необходимо в процессе эксперимента соблюдать требование кинематического подобия натурного и модельного процесса, т.е. должно соблюдаться равенство чисел Струхаля:

$$Sh = (lf)\ /V, \qquad (3.3.7)$$

где l — характерный размер тела, м; f — частота колебаний, Гц; V — скорость потока, м/с.

Аэродинамические трубы и стенды

Экспериментальные исследования аэродинамики ракетно-космических систем проводятся в тех же АДТ, что и изделия авиационной техники. Однако в связи со значительно большим диапазоном полетных значений чисел Маха (от 0 до ~10) дополнительно привлекаются аэродинамические трубы гиперзвуковых скоростей Т-116, Т-117, УТ-1М ЦАГИ, У-306, У-6 ЦНИИМаш и АТ-303 ИТПМ.

Детальная информация по типам АДТ, их устройству, особенностям работы и видам испытаний представлена в [1].

Аэродинамические модели. Автоматизированные стенды

Аэродинамические модели для испытаний в АДТ различаются по задачам исследований, для которых они предназначены. Выделяют следующие типы моделей: весовые, дренажные, струйные, балансировочные, для визуализации течения на поверхности и в поле течения, для исследования процессов разделения, специальные. Часто для сокращения объема дорогостоящих испытаний и повышения информативности испытаний изготавливаются комбинированные модели — дренажно-весовые, весовые с имитацией истечения струй и др.

По способу крепления в АДТ различают модели на донных и боковых державках, а также на ленточных подвесках. Как правило, боковые державки используют на струйных моделях и на моделях для исследования течений в донной области. Донные державки наиболее удобны при создании весовых и дренажных моделей, что облегчает их сопряжение с альфа-механизмом трубы, обеспечивающим изменение углов атаки и скольжения при испытаниях.

В связи со значительным влиянием подвесных устройств на аэродинамические характеристики и необходимостью проведения специальных исследований по определению этого влияния, предпринимались неоднократные попытки создания магнитных подвесов. Такие работы долгие годы проводились в ONERA и Ленинградском институте авиационного приборостроения (ЛИАП). Были созданы экспериментальные образцы таких подвесов и проведены успешные демонстрационные испытания. Однако в силу высокой сложности самих устройств и систем управления ими, а также математического обеспечения для обработки и анализа результатов испытаний, магнитные подвесы не нашли должного применения в промышленных испытаниях.

Многообразие моделей для исследований аэрогазодинамики и теплообмена ракетно-космических систем удобно рассмотреть на примере отработки системы «Энергия»—«Буран». Это наиболее сложная в аэродинамическом плане система, когда-либо создававшаяся в России. В процессе создания изготавливались и испытывались практически все типы моделей, характерные для аэродинамических исследований.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

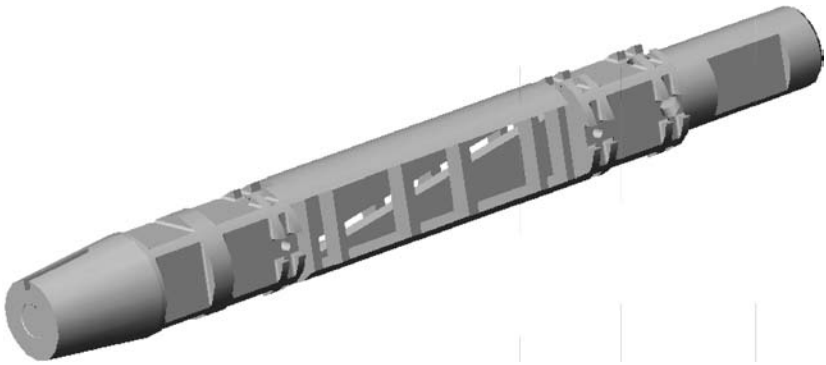


Рис. 3.3.2. Внутримодельные тензовесы

Весовые модели. Весовые модели предназначены для исследования суммарных аэродинамических сил и моментов. Для их измерения на этих моделях используются внутримодельные (рис. 3.3.2) или трубные тензовесы. Современные тензовесы являются шестикомпонентными и позволяют измерять одновременно все составляющие аэродинамических силы и момента X, Y, Z, M_x, M_y, M_z, действующих на модель. Одновременное использование внутримодельных и трубных (внемодельных) тензовесов позволяет в одном эксперименте измерять силы и моменты, действующие на всю конфигурацию, а также на отдельные ее элементы — головную часть, боковые блоки, крылья, элевоны и т.д. Для тензометрии отдельных элементов компоновки часто проектируют специальные тензовесы, размещаемые внутри этих элементов.

Типовая конструкция весовой модели с тензометрией показана на рис. 3.3.3. На данной модели одновременно измеряются силы и моменты с помощью трубных весов, действующие на всю модель с помощью внутримодельных тензовесов на головную часть и на два боковых блока. Одновременно определяются давления на донных экранах блоков. Для исключения влияния донной державки на аэродинамические силы и моменты всей модели, измеряемые трубными тензовесами, она закрывается обтекателем, экранирующим державку от воздействия набегающего потока. Обтекатель не связан с моделью и крепится к стойке альфа-механизма трубы.

Дренажные модели. Дренажные модели предназначены для исследования распределения давления по поверхности блоков модели. Для этого в точках измерения давления сверлятся отверстия по нормали к поверхности и устанавливаются приемники давления — дренажные трубки. В зависимости от средств измерений, используемых в испытаниях, они соединяются непосредственно с датчиками давления, устанавливаемыми внутри модели, или с датчиками, расположенными вне модели. В этом случае дренажные трубки имеют значительную длину, что приводит к запаз-

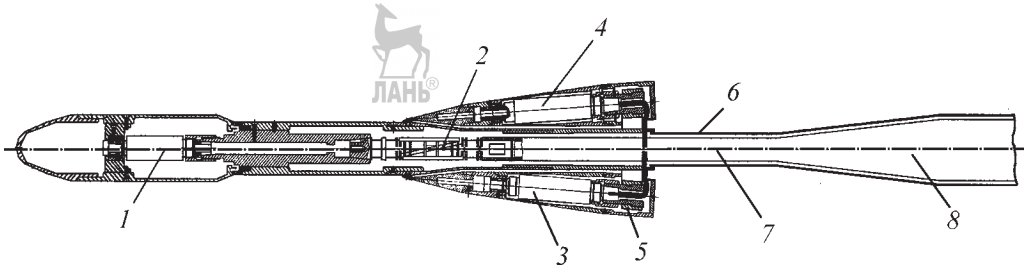


Рис. 3.3.3. Весовая модель с тензометрией блоков:
ГЧ — головная часть; *1* — тензовесы ГЧ; *2* — тензовесы суммы; *3*, *4* — тензовесы бокового блока; *5* — кронштейн; *6* — обтекатель трубных тензовесов; *7* — державка трубных тензовесов; *8* — трубные тензовесы

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

дываниям в измерениях давления при смене режимов испытаний в одном эксперименте. С ростом длины трубок увеличивается время установления давления и длительность испытаний.

Для уменьшения числа датчиков давления используют внутримодельные или внемодельные коммутаторы, которые позволяют обеспечить значительно больший объем измерений при весьма ограниченных размерах моделей. По принципу действия различают пневмо- и электронные коммутаторы.

В пневмокоммутаторах осуществляется последовательное механическое подключение ряда точек к одному датчику. При этом измерения в группе точек, подключенных к данному коммутатору, осуществляются в разные моменты времени, что является недостатком таких коммутаторов. Их преимущество — одинаковая погрешность измерений давления во всех дренажных точках, подключенных к данному коммутатору, так как измерения осуществляются одним датчиком.

В случае использования электронных коммутаторов опрос дренажных точек может осуществляться в режиме последовательного или одновременного опроса всех дренажных точек в зависимости от конструкции коммутаторов и системы сбора информации. Электронные коммутаторы значительно компактнее, чем пневмокоммутаторы, что важно при размещении их внутри модели.

Как правило, дренажные модели оснащаются также малогабаритными внутримодельными датчиками для измерения пульсаций давления на поверхности.

Использование коммутаторов позволяет создавать уникальные модели с огромным объемом измерений. Так, по программе разработки системы «Энергия»—«Буран» была создана чрезвычайно сложная по конструкции модель с одновременным измерением статического давления в 1 200 точках и пульсаций давления в 39 точках, что позволило получить исчерпывающую информацию по распределению давления на поверхности ОК и блоках РН, необходимую для анализа нагружения конструкции. Модель создана для АДТ Т-109 ЦАГИ в РКК «Энергия» и оснащена коммутаторами, изготовленными в ЦАГИ. Конструкция отдельных элементов этой модели показана на рис. 3.3.4.

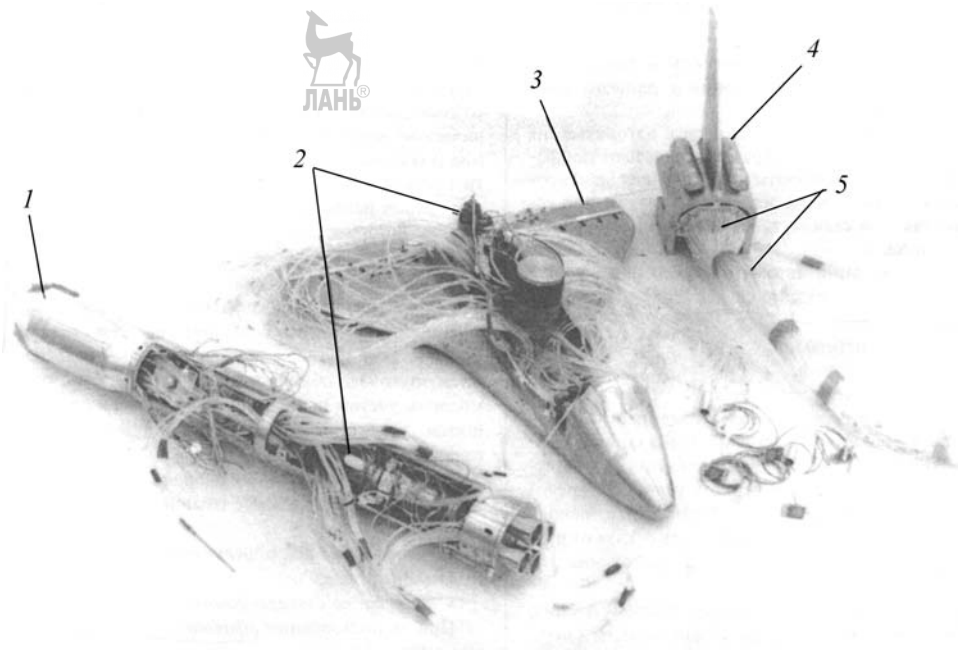


Рис. 3.3.4. Дренажная модель РН «Энергия» с ОК «Буран» с пневмокоммутаторами:
1 — модель бокового блока РН «Энергия»; 2 — пневмокоммутатор; 3 — корпус модели ОК «Буран»; 4 — хвостовая часть модели ОК «Буран»; 5 — гибкие пневмотрассы

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Струйные модели РН. Одни из наиболее сложных видов аэродинамических моделей — струйные модели с имитацией истечения струй ДУ ракет потоком воздуха или газами продуктов сгорания модельных топлив.

При создании таких моделей прежде всего решается наиболее принципиальный вопрос выбора рабочего тела, с помощью которого будет осуществляться имитация истечения струй реального двигателя. В зависимости от выбранного рабочего тела различают «холодные» и «горячие» модели. На «холодных» моделях в качестве рабочего тела используется холодный воздух или газ высокого давления, подаваемые в форкамеру модели. В таких моделях не воспроизводится влияние температурного фактора T_a/T_o, где T_a — температура газа на срезе сопла; T_o — температура в форкамере модели. Поэтому получаемые экспериментальные результаты требуют дальнейшего пересчета на условия реального полета. Модели с холодным рабочим телом используются, как правило, для исследования процессов, на которые влияние температурного фактора не является определяющим, например, для исследования силового воздействия струй двигателей на блоки при разделении ступеней или в случаях, когда создание «горячих» моделей для АДТ проблематично или неоправданно дорого.

Для крепления струйных моделей в АДТ используются, как правило, боковые державки (стойки), которые одновременно выполняют роль магистралей для подачи в форкамеры сопловых блоков моделей воздуха высокого давления (до 300 ат (29,42 МПа)). Боковые державки позволяют обеспечить полное геометрическое подобие хвостовых частей модели и изделия. Использование воздуха высокого давления значительно усложняет конструкцию моделей и требует поиска оригинальных решений для обеспечения герметичности трактов высокого давления.

Одной из наиболее сложных моделей с холодным рабочим телом (воздух) для испытаний в АДТ является модель ракетно-космической системы «Энергия»—«Буран», спроектированная и изготовленная в РКК «Энергия», которая изготовлена в масштабе 1:50 по отношению к натурному изделию и предназначена для исследования влияния струй маршевых двигателей первой ступени на величину донного давления и аэродинамические характеристики *орбитального корабля* (*ОК*) и блоков в составе РН в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-109 в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 3,6 при углах атаки от 0 до 10 град. В ее состав входили модели — взаимозаменяемые весовая и дренажные ОК и дренажная макета полезного груза несущей конструкции.

Конструкция модели позволяла осуществлять раздельную подачу воздуха высокого давления (до 300 ат) в форкамеры центрального и боковых блоков и выдерживать натурные соотношения нерасчетностей $n_a = P_a/P_\infty$ струй этих блоков, где P_a — давление на срезе сопла, P_∞ — давление в невозмущенном набегающем потоке. Подача воздуха в форкамеры моделей осуществлялась через боковую стойку специально спроектированного альфа-механизма, принадлежащего модели, и пилоны между блоками. Нерасчетность n_a струй могла изменяться в диапазоне, значительно превышающем полетный диапазон, что необходимо для решения задачи пересчета результатов испытаний на условия полета.

Модель оснащена внутримодельными тензовесами разработки НПО «Молния» для измерения сил и моментов, действующих на ОК и созданными в ЦАГИ внутримодельными одиночными и блочными пневмокоммутаторами для измерения давления в 400 точках на донной и боковой поверхностях центрального и боковых блоков и ОК. В одном из вариантов комплектации весовая модель ОК заменялась на дренированную с одновременным измерением давления в 350 точках на поверхности модели корабля.

В случаях, когда влияние температурного фактора, а также состава продуктов сгорания топлива, т.е. показателя адиабаты $æ_a$, становится существенным, изготавливаются «горячие» модели, в которых истечение продуктов сгорания двигателей ракет моделируется истечением продуктов сгорания твердых топлив с показателями $æ_a$, близкими к фактическим, или продуктами сжигания исходных компонентов топлива натурных двигателей. Так, к числу процессов, исследование которых требует практически полного моделирования состава и температуры продуктов сгорания, относится изучение акустических воздействий на РН при старте.

Как правило, «горячие» модели изготавливают для испытаний на специализированных закрытых или открытых стендах, на которых обеспечивается соблюдение всех требований техники безопасности. По этой

причине для испытаний в АДТ такие модели изготавливаются крайне редко. Единственная «горячая» модель с имитацией струй истечением продуктов сгорания твердого топлива изготовлена по программе создания супертяжелой РН Н-1 и испытана в трубе Т-109 ЦАГИ. Необходимость создания такой модели диктовалась чрезвычайно сложной компоновкой донной части первой ступени ракеты и существенным влиянием струй на сопротивление ракеты (до 70 % от суммарного сопротивления) и ее моментные характеристики.

Для исследования акустических и газодинамических воздействий на РН и наземные сооружения на стартовом участке движения наиболее целесообразно создание «горячих» моделей РН. При этом наряду с моделями ракет применяются и модели стартовых сооружений. Одной из первых моделей со специальными модельными двигателями, работающими на компонентах топлива натурного двигателя, была разработана в РКК «Энергия» уникальная модель ракетно-космической системы «Энергия»—«Буран» масштаба 1:10 для испытаний на модели стартового сооружения на открытом стенде Научно-исследовательского института химического машиностроения (НИИХимМаш) (см. гл. 3.14). Модельные двигатели спроектированы и изготовлены в КБ «Энергомаш». Модель оснащалась прецизионной системой акустических измерений и позволяла измерять акустические давления на поверхности ОК и ракетных блоков.

При использовании моделей с имитацией струй истечением продуктов сгорания твердого топлива сжигание твердого топлива может осуществляться как внутри модели в специальной модельной камере сгорания, так и пороховом аккумуляторе давления вне модели. Оба варианта использованы в РКК «Энергия» при отработке вопросов аэрогазодинамики и акустики старта на открытом газодинамическом стенде по программе «Морской старт».

Вариант с внутримодельной камерой сгорания позволяет проводить испытания со свободным движением ракеты относительно стартового сооружения под действием силы тяги модельного двигателя и определять исследуемые характеристики при непрерывном подъеме ракеты над стартовой платформой в одном эксперименте при постоянных параметрах в камере сгорания и на срезе сопел. Модели ракеты и платформы, оснащенные датчиками акустики, пульсаций давления и статического давления, позволили определить газодинамические и акустические воздействия как на модель носителя, так и на поверхность стартовой платформы «Одиссей» и ангар для подготовки РН к пуску.

В варианте использования пороховых аккумуляторов давления модель ракеты неподвижна относительно платформы. Благодаря этому можно реализовать длительные акустические процессы при фиксированных высотах подъема модели ракеты над платформой и определить спектральные и корреляционные характеристики акустических воздействий.

Наряду с модельными испытаниями на «холодных» и «горячих» моделях исследования акустических и газодинамических процессов проводятся также при испытаниях специальных стендовых экземпляров блоков и ракет на штатных стартовых сооружениях. Эти испытания позволяют в процессе отработки двигателей и систем определять акустические характеристики с учетом индивидуальных особенностей данного типа двигателей, которые обусловлены особенностями процессов горения в камерах двигателей, и выявлять так называемые «дискретки», т.е. повышенные уровни пульсаций давления на отдельных частотах.

Комплекс исследований на масштабных моделях и на натурных стендовых образцах изделий обеспечивает надежное определение всех видов воздействий для стартового участка движения РН.

Модели для визуализации течения на поверхности

В практике экспериментальных исследований для изучения структуры течения и понимания особенностей поведения аэродинамических характеристик широко применяются методы визуализации течения на поверхности моделей. Наиболее известны методы визуализации с помощью шелковинок, струек дыма, флюоресцирующих покрытий и масляной пленки или размываемых точек.

Визуализация течения позволяет по поведению предельных линий тока на поверхности модели выявить наличие зон отрыва, определить местные углы скоса потока, а также структуру течения около модели в сочета-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нии с методами визуализации поля течения теневой (метод Теплера, интерференционный метод и др.) [1].

Для такого рода испытаний изготавливаются, как правило, специальные модели с повышенными требованиями к чистоте поверхности и качеству стыков в местах соединения отдельных деталей модели. Для упрощения процесса анализа результатов испытаний и упрощения количественных измерений (углов скоса потока) на поверхность модели наносят координатную сетку.

Визуализация течения обычно проводится на ранних стадиях исследований и позволяет во многих случаях объяснить особенности поведения аэродинамических характеристик, выявляемые в последующих весовых и дренажных испытаниях. Эти испытания позволяют выбрать оптимальную схему размещения точек измерений давления на дренажных моделях.

Специальные модели

К числу специальных моделей можно отнести модели для исследования аэродинамического нагружения выступающих элементов конструкции — надстроек корпусов ракет. С этой целью в ряде случаев изготавливают крупномасштабные модели фрагментов корпуса или используют крупномасштабные полумодели ракет, на которых могут быть воспроизведены выступающие элементы конструкции в размерах, достаточных для исследования их нагружения с помощью тензовесов или датчиков давления.

Такие полумодели, как правило, закрепляют на стенке рабочей части АДТ. Они аналогичны тем моделям, которые используются в авиации для исследования аэродинамики консолей крыла.

В случае многоблочных компоновок с параллельным расположением ступеней использование фрагментов или полумоделей корпусов РН оказывается невозможным в силу пространственного характера течения в зоне расположения надстроек даже при нулевых углах атаки (см. п. 3.5.4). В этом случае изготавливаются специальные крупномасштабные модели.

Пример такой модели — модель масштаба 1:30 ракетно-космической системы «Энергия»—«Буран» и модификаций системы с *грузовым транспортным контейнером* (*ГТК*) и навесным *полезным грузом* (*ПГ*). Даже на модели такого масштаба выступающие элементы конструкции — трубопроводы, обтекатели *бортовой кабельной сети* (*БКС*), рамочные антенны и т.д. имеют весьма ограниченные размеры, и требуются нестандартные подходы к исследованию их нагружения.

Так, рамочные антенны, расположенные в двух поясах на центральном блоке РН «Энергия», имеют поперечные размеры (диаметры) элементов антенн на модели масштаба 1:30 до 2 мм. Поэтому вместо антенн с фактической геометрией были изготовлены модели антенн упрощенной геометрии, оригинальная конструкция которых позволяла получить одновременно информацию о поперечной и нормальной составляющих аэродинамической силы, действующей на их стойки, а также данные о местных углах скоса потока α_s и величинах полного давления в зоне расположения антенн и существенно сократить объем испытаний.

В этом случае стойки антенн имитировались цилиндрами несколько большего диаметра (~6...7 мм), чем диаметры вертикальных стоек антенн (рис. 3.3.5). При этом форма контура антенн не воспроизводилась. Цилиндры изготавливались из шести спаянных между собой трубок диаметром 1,2 мм с дренажными отверстиями. По результатам измерения давления в шести точках выстраивались эпюры распределения давления в поперечном сечении, интегрированием которых определялись коэффициенты поперечной и нормальной сил, действующих на элементы антенн (рис. 3.3.6). Изменение величины угла скоса потока в зоне расположения антенны блока Ц РН «Энергия» представлено на рис. 3.3.7. Местные углы скоса потока α_s определялись по угловому положению критической точки — точка с максимальным значением c_p на эпюрах $c_p(\gamma)$, где γ — меридианальный угол. Значения углов $\alpha_м$, полученные по эпюрам давления и масляным картинам течения, согласуются удовлетворительно.

Специальные модели изготавливаются также для исследования особенностей обтекания отдельных элементов конструкции с учетом их упругих свойств. Такие упругоподобные модели испытывались при исследовании аэродинамического нагружения обтекателей БКС коробчатой формы, расположенных над поверхностью водородного бака системы «Спейс Шаттл». Ввиду опасности воз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

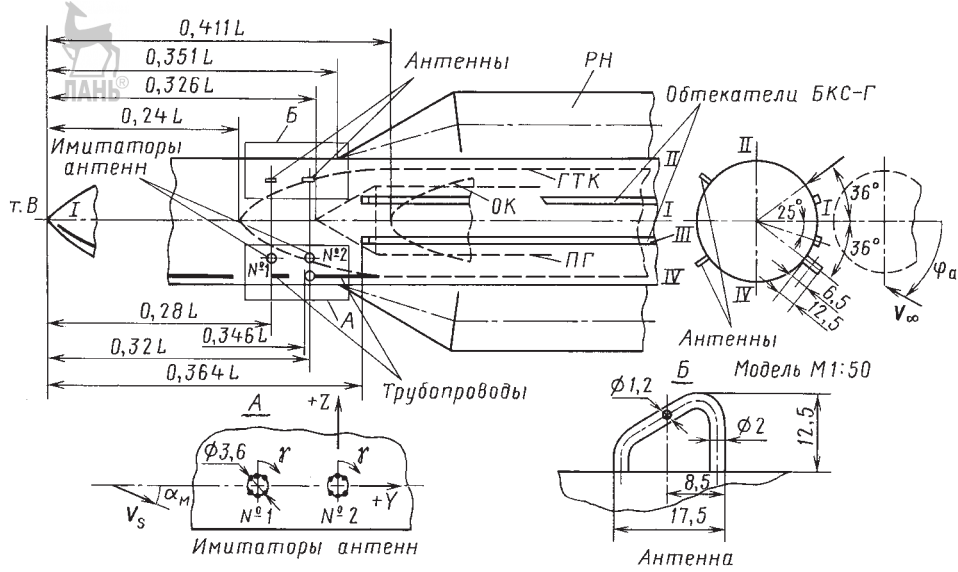


Рис. 3.3.5. Конфигурация антенн и имитаторов антенн на модели М1:50 РН «Энергия»:
ГТК — грузовой транспортный контейнер; ПГ — навесной полезный груз; т.В. — теоретическая вершина; $\alpha_м$ — угол скоса потока

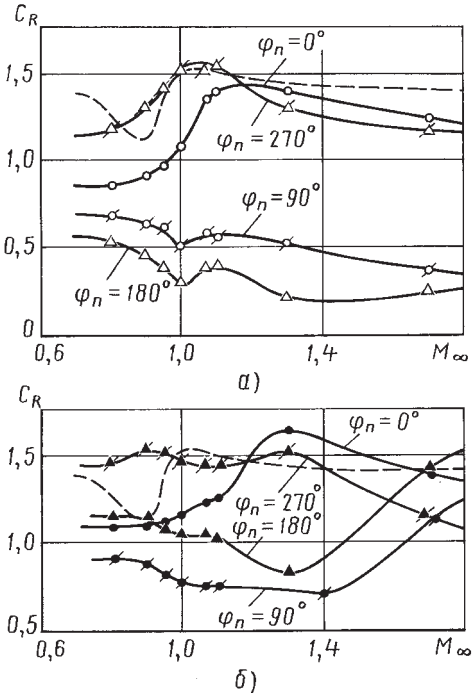


Рис. 3.3.6. Зависимости коэффициента аэродинамической силы C_R, действующей на имитаторы антенн модели РН «Энергия» с грузовым контейнером при $\alpha_п = 10°$; $S = S_{плана}$, $S_{плана}$ — характерная площадь, площадь проекции антенны на плоскость, нормальную вектору скорости потока:
а — антенна №1; *б* — антенна №2; – – – – цилиндр бесконечной длины, *Т*-108 ЦАГИ

никновения явления флаттера обтекателя на участке вблизи носовых частей боковых ускорителей (в зоне с углами скоса потока, близкими к 90°) этим исследованиям уделялось повышенное внимание. Упруго-подобные модели масштаба М1:10 для исследования нагружения блоков РН «Энергия» при ветровом воздействии испытывались в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ.

Специальные модели фрагментов плиточной теплозащиты ОК «Буран» позволили изучить особенности течения и теплообмена в зазорах между плитками и выбрать оптимальную угловую ориентацию плиток относительно местной скорости течения на поверхности крыла, что значительно улучшило условия работы теплозащитного покрытия.

Автоматизированные стенды

Для исследования процесса разделения многоблочных РН необходим огромный объем информации по аэрогазодинамическим характеристикам. Этот объем определяется прежде всего многообразием относительных положений разделяющихся ступеней (блоков), а также широким диапазоном изменения режимов течения — чисел Маха, углов атаки $\alpha_п$ и аэродинамических углов крена $\varphi_п$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

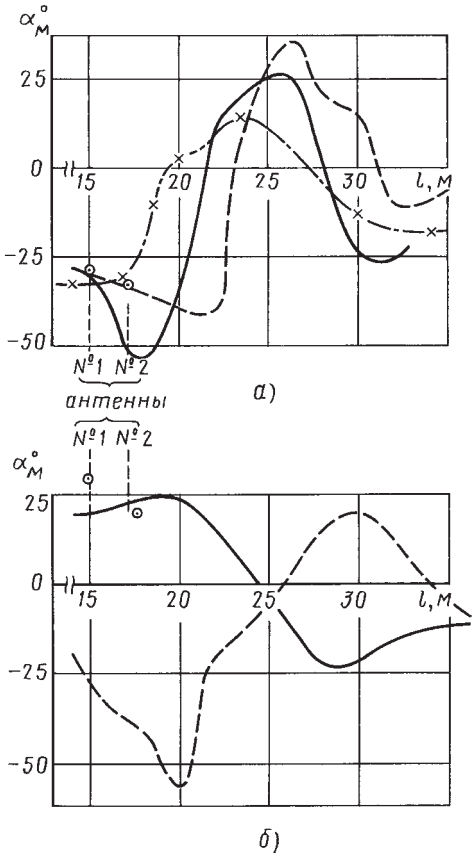


Рис. 3.3.7. Величина угла скоса потока в зоне расположения антенн блока Ц РН «Энергия» ($\varphi_п = 180°$; $\alpha_п = 10°$; $\gamma = 35°$):
а — РН «Энергия» с ОК «Буран»; –×– — M_∞ = = 0,95; —— — $M_\infty = 1{,}1$; – – – – $M_\infty = 1{,}75$; ⊙ — $M_\infty = 1{,}1$; *б* — РН «Энергия»; ⊙, —— — $M_\infty = 0{,}95$; РН «Энергия» с грузовым контейнером; – – – — $M_\infty = 1{,}75$; РН «Энергия» без ПГ

В целях сокращения дорогостоящих испытаний и получения необходимого объема информации создаются специализированные автоматизированные стенды, позволяющие осуществлять непрерывное или дискретное относительное перемещение разделяющихся объектов и измерение аэродинамических сил и моментов, действующих на них, в одном эксперименте.

Наиболее удачный пример — стенд, созданный в НПО «Молния» для АДТ Т-109 ЦАГИ для исследований аэродинамических характеристик ОК «Буран» в процессе его отделения от первой ступени носителя и параблока (связки из двух боковых блоков) от второй ступени РН «Энергия» (рис. 3.3.8). Он обеспечивает в процессе эксперимента линейное перемещение по трем координатам X, Y и Z и угловое перемещение по углу атаки к углу φ_α между осями ОК и центрального блока. Автоматизированный стенд позволяет сократить число испытаний на два-три порядка.

Аналогичные стенды используются также для исследования аэрогазодинамических воздействий при «горячем» разделении последовательно соединенных ступеней РН. Конструктивно они выполнены в виде двух последовательно расположенных в аэродинамической трубе стоек альфа-механизмов с независимыми приводами. На одной из стоек закрепляется модель отбрасываемой ступени ракеты, на другой — уходящей ступени с работающими двигателями. Такое устройство для промышленных испытаний реализовано в АДТ У-3М и У-4М Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИМаш).

Оптимизация затрат на проведение испытаний

Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик масштабных моделей ракет в АДТ — обязательный этап технологий определения аэродинамических характеристик.

В связи с высокой стоимостью изготовления моделей, оснащения их измерительным оборудованием и проведения испытаний важным моментом в организации экспериментальных исследований становится оптимизация затрат на их проведение при условии выполнения полного объема работ, достаточных для надежного прогнозирования аэродинамических характеристик изделий.

Требование снижения затрат на испытания особенно актуально при создании уникальных ракетно-космических систем типа «Энергия»—«Буран», многоблочных РН с возвращаемыми многоразовыми крылатыми ступенями. Сложность аэродинамической компоновки, широкий диапазон изменения параметров движения РКС с малых дозвуковых скоростей с углами атаки, близкими к 90°, до больших гиперзвуковых скоростей полета с умеренными углами атаки, требуют проведения огромного количества экспери-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

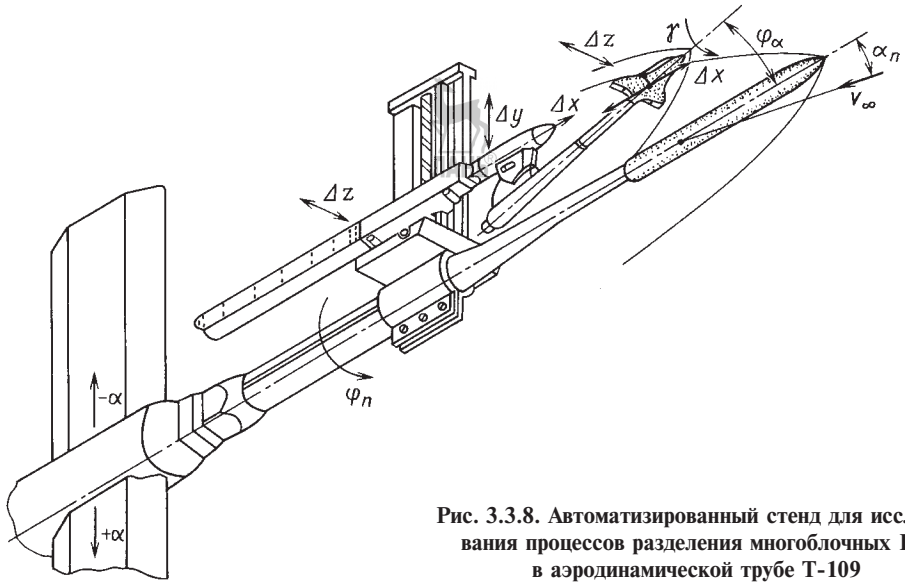


Рис. 3.3.8. Автоматизированный стенд для исследования процессов разделения многоблочных РН в аэродинамической трубе Т-109

ментальных исследований. Отсутствие осевой симметрии и пространственный характер течения в условиях ветрового воздействия на траектории движения обуславливают необходимость испытаний при аэродинамических углах крена от 0 до 180° (360°). Кроме того, стартовая конфигурация РКС меняет свою форму в результате отделения отработавших блоков, что приводит к необходимости исследования аэродинамики каждой конфигурации.

В целях оптимизации аэродинамической компоновки в процессе проектирования проводятся серии испытаний с вариацией геометрических параметров, формы и относительного положения блоков. Для выявления погрешностей определения аэродинамических характеристик требуются многократные испытания одной модели в разных АДТ, а разных по масштабу моделей в одной аэродинамической трубе. В итоге даже при использовании оптимизированных подходов для РКС типа «Энергия»—«Буран» и «Спейс Шаттл» требуются десятки тысяч экспериментов и тысячи трубочасов испытаний в АДТ моделей разного типа и масштаба (рис. 3.3.9, 3.3.10).

Наиболее эффективны следующие пути снижения затрат на проведение испытаний:

разработка комплексной программы экспериментальных работ в начале цикла проектирования РКС, предусматривающей всю номенклатуру исследований на весь период создания объекта, которая при необходимости корректируется и дополняется с учетом получаемых результатов и эволюции аэродинамической компоновки объекта; что позволяет исключить дублирование работ;

снижение стоимости изготовления моделей за счет внедрения машинных методов проектирования и изготовления моделей с использованием станков с числовым программным управлением и других прогрессивных методов;

уменьшение номенклатуры моделей путем создания многофункциональных моделей и выбора стандартного набора их масштабов: создание весовых моделей с тензометрией отдельных элементов, дренажно-весовых, дренажных с одновременными измерениями статических и акустических давлений, дренажно-весовых с имитацией струй ДУ и т.д. Выбор стандартных для данного изделия набора масштабов позволяет использовать одну и ту же модель в качестве составного элемента других моделей. Так, дренажно-весовая модель ОК «Буран» масштаба 1:50 использовалась в составах весовой модели РКС для определения суммарных характеристик корабля и дренажной модели РКС для измерения распределения статического давления и пульсаций давления по поверхности ОК и как самостоятельная ве-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

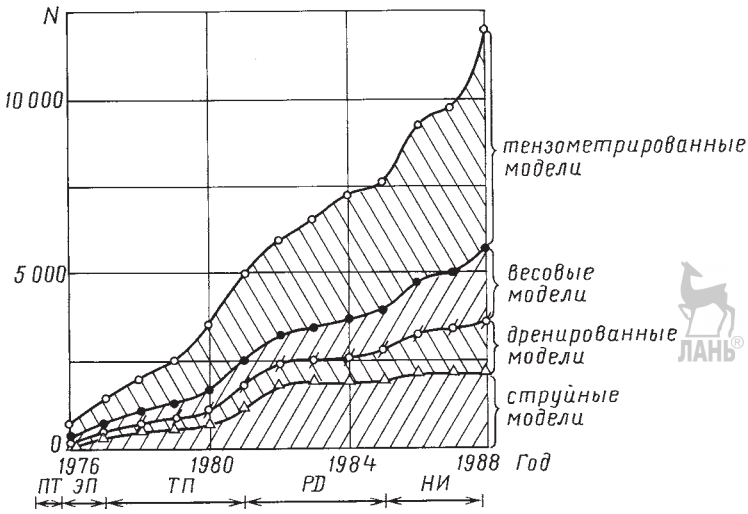


Рис. 3.3.9. Изменение по годам и стадиям разработки РН «Энергия» объема и типа экспериментальных исследований в АДТ:

ПТ — предложения технические; ЭП — эскизный проект; ТП — технический проект; РД — рабочая документация; НИ — натурные испытания; *N* — число экспериментов

совая модель для определения аэродинамических характеристик корабля в автономном полете.

выбор оптимального масштаба моделей, обеспечивающего максимальную информативность испытаний;

совмещение видов испытаний;

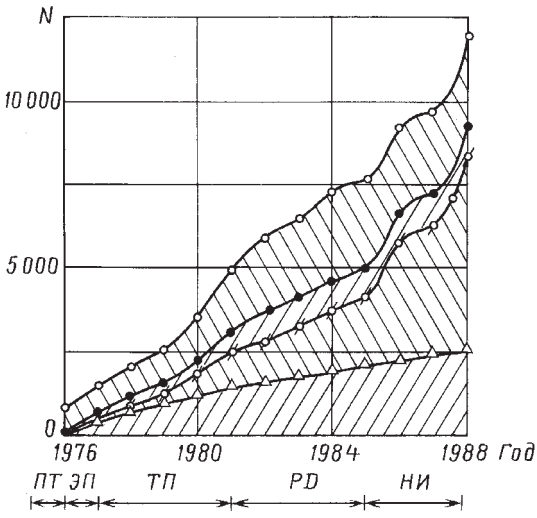


Рис. 3.3.10. Изменение по годам и стадиям разработки РН «Энергия» объема экспериментальных исследований в АДТ на моделях разного масштаба

использование автоматизированных стендов с дистанционным управлением для относительного перемещения блоков многоблочных РКС в процессе пуска трубы (в одном эксперименте) в целях определения аэродинамических характеристик разделяющихся блоков;

автоматизация управления запуском и остановом АДТ в целях сокращения времени выхода установки на режим и ее останова, что позволяет сократить расход воздуха/электроэнергии или увеличить длительность работы установки;

этапность в проведении испытаний.

На начальных стадиях проектирования РКС, при поиске базовой конфигурации, форма внешних обводов блоков существенно меняется, а требования к точности определения аэродинамических характеристик относительно невысоки, целесообразно использовать модели малого и среднего масштабов. На последующих этапах, когда базовая конфигурация выбрана и идет обработка исходных данных по аэродинамическим характеристикам для анализа баллистики, устойчивости и управляемости, нагрузок и т.д., существенно повышаются требования к точности определения характеристик. На этом этапе необходимо использование крупномасшабных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

моделей с максимально полным воспроизведением внешних обводов блоков РКС и выступающих элементов конструкции, несмотря на их высокую стоимость.

В качестве критерия оптимальности масштаба модели с экономической точки зрения следует рассматривать стоимость единицы информации, получаемой на модели:

$$C = (C_n N_э + C_м)/n,$$

где C_n — средняя стоимость одного испытания (пуска трубы) в условных единицах; $N_э$ — общее количество экспериментов на данной модели за время ее эксплуатации; $C_м$ — стоимость изготовления модели в условных единицах; n — число параметров, измеряемых на данной модели в одном испытании.

Под числом параметров n понимается число каналов измерений сил, моментов, давлений, температур и т.д. По опыту создания сложных РКС общее число экспериментов $N_э$ на одной модели за период разработки системы составляет ~1000 испытаний. На рис. 3.3.11 показаны зависимости стоимости в условных единицах единицы информации от масштаба для весовых, струйных и дренажных моделей системы «Энергия»—«Буран». Для исследования распределения давления более оптимальными, начиная с предварительных этапов проектирования РКС, являются крупномасштабные модели, которые, несмотря на высокую стоимость изготовления моделей и испытаний в трубах с большими рабочими частями типа Т-109, Т-128 ЦАГИ и У-21 ЦНИИМаш, обеспечивают минимальную стоимость единицы информации. Это достигается за счет количества измерений давления (~ в 1200 точках в одном испытании). Измерения давления в одном опыте одновременно во всех необходимых зонах на поверхности блоков РКС обеспечивают также повышенную точность определения распределения давления и эпюр распределения коэффициентов аэродинамических сил по длине блоков.

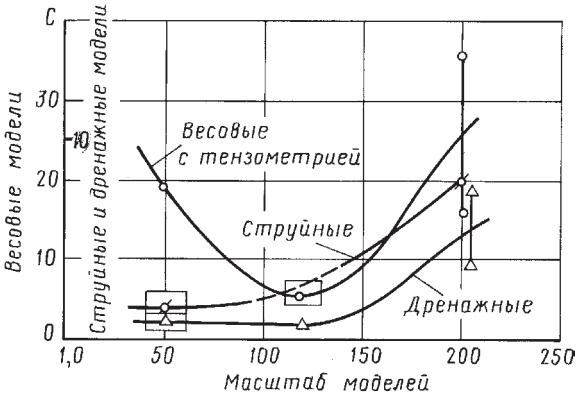


Рис. 3.3.11. Зависимость стоимости единицы информации от масштаба аэродинамических моделей

В случае весовых моделей с экономической точки зрения оптимальными являются модели среднего масштаба, так как с ростом масштаба информативность весовых испытаний даже на моделях с дополнительной тензометрией отдельных элементов растет медленнее, чем стоимость изготовления моделей и проведения испытаний.

Определение аэродинамических характеристик ракет по результатам испытаний их моделей в АДТ

В процессе подготовки модельного эксперимента и определения аэродинамических характеристик натурного изделия по результатам испытаний выделяются следующие этапы:

1. Выбор масштаба модели (моделей) для испытаний в АДТ, исходя из требований технических условий по допустимой загрузке рабочей части трубы моделью и соблюдения подобия течений.

2. Переход от натурного изделия к модели путем полного или частичного воспроизведения в выбранном масштабе внешних обводов объекта.

3. Экспериментальные исследования модели в аэродинамической трубе и определение модельных аэродинамических характеристик.

4. Пересчет результатов испытаний модели на натурный объект и условия полета.

Выбор масштаба модели — ответственный момент в постановке экспериментальных исследований, так как необходимо обеспечить выполнение ряда противоречивых требований. Прежде всего, в зависимости от стадии проектных исследований принимается решение о размерности АДТ и моделей для данного этапа. На начальной стадии проектных работ, когда выбирается принципиальная компоновочная схема изделия, предпочтительнее трубы и модели малой размерности, что позволяет оптимизировать затраты на проведение испытаний. На заключительных этапах

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

проектирования используются трубы и модели большой размерности, обеспечивающие более полное подобие модели и объекта.

При выборе масштаба модели необходимо выполнить основное требование технических условий по загрузке рабочей части АДТ моделью: обычно площадь проекции модели при максимальном угле атаки на плоскость поперечного сечения рабочей части трубы на режимах дозвуковых/трансзвуковых скоростей не должна превышать 1 %. Это требование должно выполняться для минимизации влияния границ потока — стенок АДТ. При этом немаловажную роль играет форма тела, для плохообтекаемых тел типа сферы это требование более жесткое. Кроме того, существует ограничение и по допустимой длине модели, что относится прежде всего к телам большого удлинения, например, моноблочным ракетам. Модель должна целиком помещаться в ромб АДТ, образуемый скачками уплотнения, возникающими в месте сопряжения сопла форкамеры со стенками рабочей части.

С другой стороны, для более полного геометрического подобия модели и объекта и получения максимальных значений числа Рейнольдса, которое в трубах, как правило, меньше натурных, желательно иметь модель максимальных размеров. Большая ее размерность упрощает также сам процесс конструирования модели и размещения в ней измерительных средств — тензовесов, коммутаторов, датчиков давлений, термопар и т.д.

В результате анализа всех перечисленных факторов и имеющихся средств измерений выбирается оптимальный для рассматриваемой АДТ масштаб модели.

После его выбора осуществляется воспроизведение внешних обводов объекта. Учитывая то, что на внешней поверхности корпусов ракет имеются многочисленные выступающие элементы конструкции — надстройки (см. п. 3.5.2 и 3.5.4) различного назначения, эта задача является нетривиальной. В зависимости от масштаба модели по экспертным оценкам влияния надстроек на аэродинамические характеристики принимается решение о составе воспроизводимых выступающих элементов на данной модели. С увеличением масштаба расширяется состав воспроизводимых надстроек и экспериментально оценивается их влияние на ранее полученные аэродинамические характеристики на моделях меньшего масштаба. В ряде случаев даже на моделях исполнительного варианта объекта (компоновки) не удается воспроизвести все выступающие элементы, что вносит неопределенность в получаемые при испытаниях аэродинамические характеристики. В варианте многоблочных компоновок РН с параллельным расположением блоков и навесных полезных грузов оказывается невозможным точное моделирование межблочных силовых связей.

В процессе испытаний в АДТ в получаемые результаты вносятся дополнительные погрешности, обусловленные рядом причин:

влиянием подвесных устройств, обеспечивающих крепление модели в рабочей части АДТ (донные или боковые державки, ленточные подвески);

технологическими погрешностями изготовления моделей и состоянием их наружной поверхности (шероховатость, стыки в местах соединения отдельных частей модели);

неравномерностью полей течения в рабочей части трубы и степенью турбулентности потока;

влиянием стенок АДТ;

отличиями в значениях чисел Рейнольдса и Re перехода ламинарного течения в турбулентное для модели и натуры;

погрешностями средств измерений сил, моментов, давлений;

погрешностями определения параметров потока (M_∞, q_∞) и углов атаки α и скольжения β;

деформациями моделей и подвесных устройств в процессе испытаний.

Из-за перечисленных причин экспериментальные данные, получаемые на одной и той же модели в разных АДТ и на моделях разного масштаба в одной аэродинамической трубе, не совпадают. Поэтому важным этапом экспериментальных исследований является выявление случайных и систематических погрешностей определения аэродинамических характеристик при испытаниях.

С этой целью проводятся многократные испытания (до 10 испытаний на каждом режиме, определяемом числом Маха, числом Re, пространственным углом атаки $\alpha_п$ и аэродинамическим углом крена $\varphi_п$) на одной и той же модели исполнительного варианта компоновки в одной и разных сериях испытаний, разнесенных по времени их проведения в одной и той же трубе. Кроме того, проводятся испытания этой модели в различных трубах на одних и тех

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

же режимах, а также методические испытания по выявлению влияния отдельных факторов и исключению систематических погрешностей.

При формировании исходных данных по аэродинамическим характеристикам для проектных исследований в модельные экспериментальные данные должны быть внесены поправки, учитывающие отличия в геометрии модели и объекта и в параметрах невозмущенного потока в АДТ и в полете. Эти поправки определяются с использованием расчетных методов или результатов специальных экспериментальных исследований. Обязательно должны быть заданы погрешности определения аэродинамических характеристик и законы их распределения (нормальный, равномерный и т.д.).

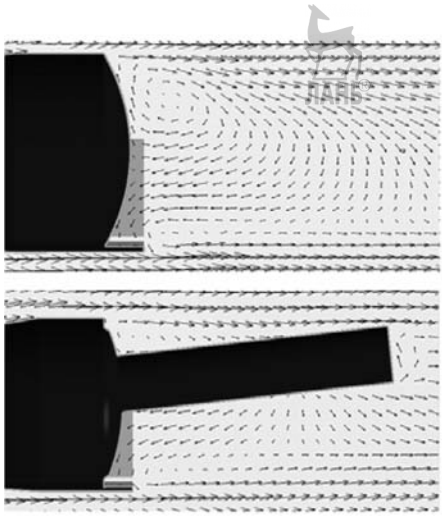
В ряде случаев при исследованиях аэродинамических характеристик сложных систем в условиях неполного геометрического подобия и подобия течений в АДТ и в полете, а также при отсутствии надежных расчетных методов определения поправок на немоделируемые факторы принимается решение о введении так называемых коэффициентов (поправок) незнания. С помощью этих коэффициентов увеличивается диапазон (полоса) возможных значений той или иной аэродинамической характеристики.

Такой подход успешно использован при разработке систем «Спейс Шаттл» и «Энергия»—«Буран» для прогнозирования нормальной силы, действующей на орбитальный корабль на участке выведения в составе РН. Увеличение коэффициента нормальной силы ОК с помощью коэффициента незнания на ~10 % позволило разрешить неопределенность в задании нормальной силы для расчета нагрузок из-за неполного моделирования влияния струй маршевых двигателей РН.

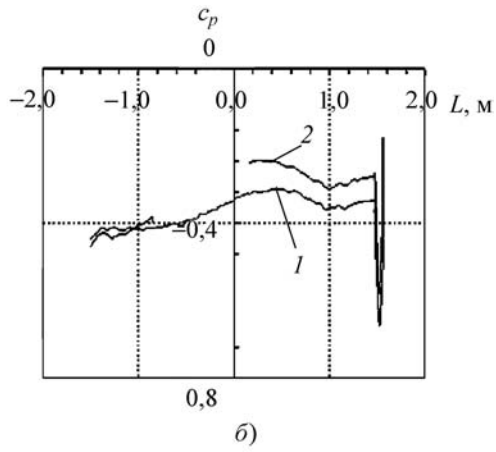
Критерием правильности определения аэродинамических характеристик изделия по результатам модельных испытаний являются результаты натурных пусков или испытаний.

При испытаниях в АДТ для крепления моделей используются различные типы подвесных устройств, донные и боковые державки, ленты. Все они оказывают определенное влияние на поле течения около модели и ее аэродинамические характеристики. Выявление влияния подвесных устройств для внесения поправок в экспериментально полученные характеристики представляет сложную методическую задачу и решается индивидуально в каждом конкретном случае.

На рис. 3.3.12 показана аэродинамическая модель *возвращаемого аппарата* (*ВА*) типа



а)



б)

Рис. 3.3.12. Влияние донной державки:
а — на структуру течения; *б* — распределения коэффициента давления c_p по днищу модели возвращаемого аппарата «Клипер» типа «несущий корпус»: *1* — расчет; *2* — эксперимент

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

«несущий корпус» с донной державкой, которая предназначена для определения суммарных аэродинамических характеристик c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z.

В классической постановке для исследования влияния державки на донное давление ВА необходимы дополнительные испытания на ленточной подвеске, оказывающей минимальное влияние на течение в донной области, в том числе с имитатором донной державки. По результатам сравнительного анализа величин давлений на донном экране различных вариантов могут быть определены поправки на донное давление ВА. Решение этой задачи для конфигураций, аналогичных представленной на рис. 3.3.12, весьма актуально, так как их донная продольная сила достигает диапазона от 80 до 90 % суммарной продольной силы на дозвуковых/трансзвуковых скоростях. Однако реализация классического подхода требует практически удвоения объема экспериментальных исследований и финансовых затрат на их проведение.

Возросшие возможности современных вычислительных методов и программных комплексов позволяют решить задачу определения поправок на влияние донной державки расчетным путем. Сравнения расчетных полей течения, эпюр распределения коэффициентов давления и аэродинамических коэффициентов сил и моментов для конфигураций с державкой и без нее показывают следующее:

донная державка существенно изменяет структуру течения в донной области тел малого удлинения (рис. 3.3.12) даже в случае ее изготовления в соответствии с методическими рекомендациями на проведение испытаний в АДТ ($d/D \le 0{,}3$, где d — диаметр державки; D — диаметр донного среза модели); дальнейшее уменьшение отношения диаметра до $d/D \sim 0{,}2$ несколько уменьшает ее влияние, но не решает проблемы в целом, значительно усложняя обеспечение необходимой прочности и жесткости державки;

при наличии державки разрежение в донной области модели снижается, что сопровождается уменьшением коэффициента продольной донной силы ВА и перераспределением давления на поверхности балансировочного щитка модели, обращенной в донную область, что снижает его эффективность и величины шарнирных моментов;

влияние донной державки на течение около боковой поверхности модели незначительно, что позволяет характеристики c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z непосредственно переносить на натурные условия (с учетом внесения в m_y и m_z поправок на изменение коэффициента продольной донной силы).

Сравнение расчетных и экспериментальных данных для конфигурации с державкой является своеобразным тестом, который дает представление о достоверности получаемых расчетом результатов и погрешности определения поправок на влияние державок.

Использование наряду с классическим подходом расчетных исследований позволяет значительно сократить объем дорогостоящих испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Машиностроение.** Энциклопедия / под ред. К.В. Фролова и др. М.: Машиностроение, 2002. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность. Кн. 1. 800 с.

2. **Дядькин А.А., Иванов В.Ф., Решетин А.Г.** Особенности моделирования в АДТ обтекания газовым потоком ракетно-космической системы «Энергия»—«Буран» с учетом струй ДУ / Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМаш, 1995. № 3. С. 59–71.

3.3.2. ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ

При выборе оптимальной аэродинамической компоновки значительная роль отводится расчетным методам определения аэродинамических характеристик. Как правило, работы по оптимизации обводов требуют просмотра большого числа вариантов компоновок в очень сжатые сроки. В тех случаях, когда оптимизация проводится в целях минимизации нагрузок, наряду с суммарными необходимо знание распределенных аэродинамических характеристик, что значительно увеличивает трудоемкость исследований, которые должны проводиться во всем диапазоне чисел Маха и углов атаки, характерных для движения ступеней рассматриваемого носителя.

Для большинства ракет траекторные значения чисел Маха, при которых достигаются максимальные скоростные напоры, лежат в диапазоне от 0,9 до 2,0. Для этого диапазона скоростей характерны смешанный тип тече-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ния, скачки уплотнения в поле течения и отрывы потока с образованием локальных и развитых зон отрыва.

Для решения таких задач в настоящее время могут успешно использоваться только упрощенные методы, не обладающие высокой точностью определения аэродинамических характеристик, но правильно отражающие влияние геометрических параметров компоновки и параметров набегающего потока и позволяющие получить сквозные решения во всем потребном диапазоне изменения параметров набегающего потока при сравнительном анализе вариантов. Такие методы должны обладать определенной универсальностью для тех типов аэродинамических компоновок, для которых они могут использоваться.

Поэтому в практике проектирования ракет широко применяются инженерные методы и методики приближенного определения аэродинамических характеристик, основанные на обобщении результатов экспериментальных исследований, численных расчетов, аналитических решений и использовании различного рода гидродинамических аналогий.

В программном комплексе «Aeros» реализован один из таких методов, разработанный в РКК «Энергия» и широко применяемый в отрасли для расчета суммарных c_y, m_z и распределенных dc_y/dx аэродинамических характеристик осесимметричных моноблочных ракет с последовательным соединением ступеней в диапазоне чисел Маха от 0,6 до 6,0 при углах атаки от 0 до 25° (для оценочных расчетов — до 180°).

В данном методе решение отыскивается в виде распределения коэффициента нормальной силы по длине корпуса $dc_y/dx(x)$ для заданных чисел Маха, угла атаки и числа Рейнольдса.

Исходное значение коэффициента нормальной силы в сечении гладкого корпуса определяется суперпозицией составляющих аэродинамической нагрузки, каждая из которых индуцирована отдельным источником возмущений, в следующем виде:

$$dc_y/dx(x) = \Delta(x) = d(x)/S_м \sum_{i=0}^{n} \Delta_i^*(x) k_{ij} k_{\alpha i}, \qquad (3.3.8)$$

где $\Delta_i^*(x)$ — безразмерный коэффициент аэродинамической нагрузки в сечении с координатой x, индуцированной i-м источником возмущений $\Delta_i^*(x) = \int_0^{\pi} c_{p_i} \cos\gamma d\gamma$; n — число источников возмущений, оказывающих влияние на величину нагрузки в рассматриваемом сечении; k_{ij} — коэффициенты интерференции, учитывающие взаимное влияние i-х источников возмущений на j-м участке корпуса; $k_{\alpha i}$ — коэффициенты нелинейности изменения «невязких» составляющих аэродинамической нагрузки по углам атаки; $c_{p_i}(\gamma)$ — изменение коэффициента давления по меридиональному углу γ в рассматриваемом сечении корпуса от i-го источника.

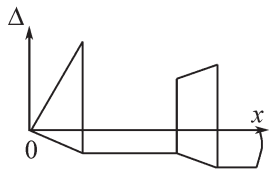
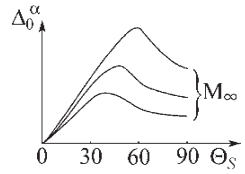
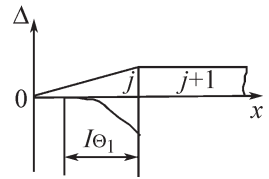
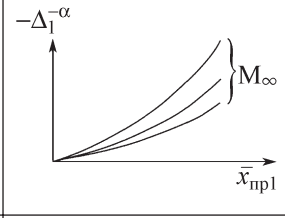
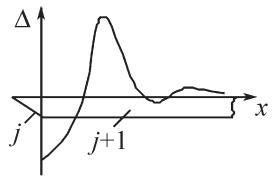
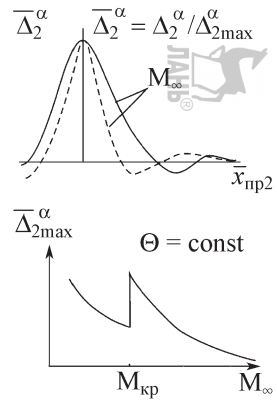
В качестве основных источников возмущений рассматриваются положительные и отрицательные углы наклона образующей корпуса, выпуклые углы излома образующей ($\Delta\theta > 0$), вогнутые углы излома образующей ($\Delta\theta < 0$), разрывы образующей (ферменные отсеки), отрывы пограничного слоя на боковой поверхности, в том числе с образованием вихрей, λ-скачки уплотнения. Влияние источников возмущений учитывается как вниз, так и вверх по потоку.

Каждый из источников возмущений индуцирует свои составляющие нагрузки $\Delta_i(x)$, зависящие в общем случае от продольной координаты, числа Маха, угла атаки, числа Рейнольдса, геометрических параметров рассматриваемого элемента корпуса и размеров (интенсивности) источника. Сводная табл. 3.3.1 дает представление о влиянии того или иного источника возмущений на эпюры dc_y/dx, параметрах, определяющих $\Delta_i(x)$, диапазоне влияния источника по числам M_∞, Re и углу атаки и коэффициентах интерференции k_{ij}.

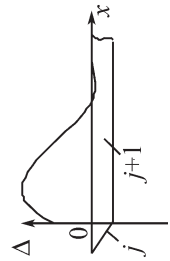
Составляющие $\Delta_i(x)$ и коэффициенты k_{ij} определяются с помощью базовых зависимостей, полученных обобщением результатов многочисленных экспериментальных исследований и результатов численных решений. При построении базовых зависимостей использованы известные аналогии между трехмерным установившимся и двухмерным неустановившимся течениями, аналитические решения отдельных частных задач аэродинамики.

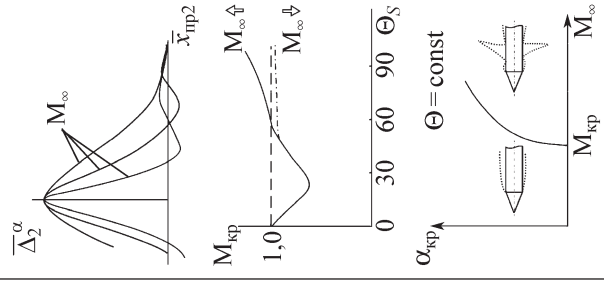
Суммарные аэродинамические характеристики РН C_y определяются интегрированием по длине эпюры распределения коэффициента нормальной силы.

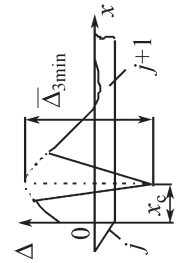
3.3.1. Сводная таблица

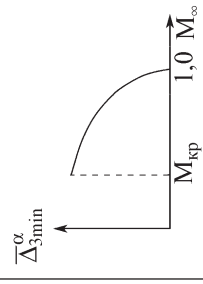
Источник возмущения	Нагрузка Δ_i	Режим течения			Эпюра нагрузки $\Delta_i(x)$	Базовые зависимости	Зона влияния	Коэффициенты интерференции
		M_∞	α	Re_d				
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Наклон образующей, $\Theta_S^* > 0$	Δ_0	0,6...6,0	0...180°	–			$x_{0j} \le x \le x_{kj}$	$k_\alpha = f(\alpha)$
Выпуклый угол излома образующей, $\Theta_S^* > 0$	Δ_1	$M_\infty \le M_2$	0...180°	–			$(x - l_{\Theta_1}) \le x \le x_{kj}$	$k_1 = f(d_{0j}/d_{kj})^{**}$ $k_\alpha = f(\alpha)$
	Δ_2	$M_\infty \le M_{кр}$	$\alpha \ge \alpha_{кр}$	–			$x \ge x_{kj}$	$k_2 = f(d_{0j}/d_{kj})$ $k_{\alpha 1} = f(\alpha_\infty - \alpha_{кр})$ $k_\alpha = f(\alpha)$

λ-скачок	Δ_2	$M_\infty > M_{кр}$	$\alpha < \alpha_{кр}$	–	$x \geq x_{kj}$	$k_2 = f(d_{0j}/d_{kj})$ $k_\alpha = f(\alpha)$
	Δ_3	$M_{кр} \leq M_\infty \leq 1$	$\alpha < \alpha_{кр}$	–	$(x_c - \Delta x_c) \leq x \leq (x_c + \Delta x_c)$	$k_\alpha = f(\alpha)$









Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Продолжение табл. 3.3.1

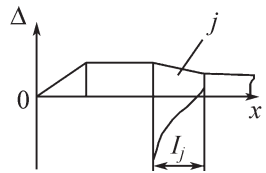
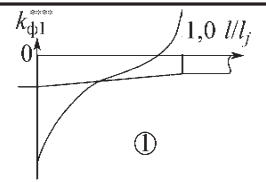
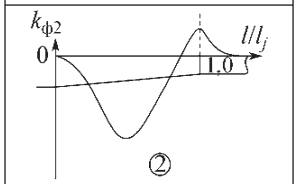
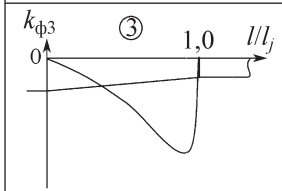
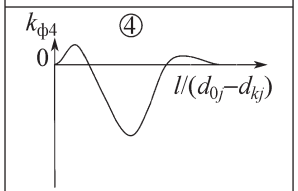
Источник возмущения	Нагрузка Δ_i	Режим течения			Эпюра нагрузки $\Delta_i(x)$	Базовые зависимости	Зона влияния	Коэффициенты интерференции
		M_∞	α	Re_d				
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Вогнутый угол излома образующей, $\Theta_S < 0$	Δ_4	$M_\infty \le 1$	0...180°	–	Δ, $l_{\Theta 4}$, x, j, $j-1$	$\overline{\Delta}_4^\alpha$, M_∞, $\bar{x}_{пр4}$; $\bar{l}_{\Theta 4}$, ΘS, 1,0, M_∞	$(x - l_{\Theta 4}) < x \le x_{0j}$	$k_2 = f(d_0/d_{kj})$ $k_\alpha = f(\alpha)$
		$M_\infty > 1$	0...180°	Re_∞	Δ, $l_{отр}$, x, j, $j-1$	$\overline{\Delta}_4^\alpha$, 1,0, M_∞, $\bar{x}_{пр4}$, 1,0	$x \ge (x_{kj} - l_{отр})$	$k_{\alpha,3} = f(\alpha)$ $k_\alpha = f(\alpha)$
						$\Delta_5/C_{x\infty}$, $M_П = M_\infty \sin\gamma$, 1,0, 0, γ		

ЛАНЬ®

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Отрыв пограничного слоя (вихри)	Δ_5	$M_п \le M_{кр}$	0...180°	$Re \le Re_{кр}$ $Re \ge Re_{кр}$		$x \ge x_{0j}$
		$M_п > M_{кр}$					
Наклон образующей, $\Delta\Theta_S > 0$	Δ_6	$M_\infty \le 1$ $\Theta_j \le \Theta_{кр1}$	0...180°	–		$x_{0j} \le x \le x_{kj}$	$k_\alpha = f(\alpha)$

Окончание табл. 3.3.1

Источник возмущения	Нагрузка Δ_i	Режим течения			Эпюра нагрузки $\Delta_i(x)$	Базовые зависимости	Зона влияния	Коэффициенты интерференции
		M_∞	α	Re_d				
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Наклон образующей $\Delta\Theta_S > 0$	Δ_6	$M_\infty \le 1$ $\Theta_j \le \Theta_{кр1}$	0...180°	–			$x_{0j} \le x \le x_{kj}$	$k_\alpha = f(\alpha)$
		$M_\infty \ge 1$ $\Theta_j \le \Theta_{кр1}$		–				
		$M_\infty > 1$ $\Theta_{кр1} < \Theta_j \le \Theta_{кр2}$					$x_{0j} \le x \le x_{kj}$	$k_\alpha = f(\alpha)$
		$0,6...6,0$ $\Theta_j \ge \Theta_{кр2}$						

* Θ_S — угол полураствора конических элементов
** d_{oj}, d_{kj} — начальный и конечный диаметры j-го элемента корпуса
*** ①...④ — обозначение режимов течения около обратного конуса
**** $k_ф$ — закон распределения нормальной силы по длине элемента

Базовые зависимости получены по результатам испытаний весовых и дренажных моделей тел простых форм (конус, конус–цилиндр, конус–цилиндр–усеченный конус–цилиндр и т.д.). Метод учитывает основные физические особенности обтекания корпусов, такие как перестройка течения за выпуклым углом излома образующей при критических числах Маха и углах атаки (явление бафтинга), отрывы пограничного слоя перед вогнутыми углами излома образующей и срывы потока на боковой поверхности с образованием вихрей на подветренной стороне (влияние вязкости), образование λ-скачков уплотнения в трансзвуковом диапазоне скоростей.

Верификация метода расчета осуществлялась путем сравнения расчетных результатов с экспериментальными данными. Общее число вариантов конфигураций, для которых проведены тестовые расчеты, превышало 200. Для тестирования выбирались конфигурации, не использовавшиеся в получении базовых зависимостей $\Delta_i(x)$. Исследования проведены для моделей с прямолинейными и криволинейными образующими элементов корпусов. Некоторые результаты исследований приведены на рис. 3.3.13.

В процессе тестирования выявлено, что расчетные зависимости правильно отражают влияние геометрических параметров, угла атаки, чисел Маха и Рейнольдса на суммарные и распределенные характеристики исследованных конфигураций в заявленном диапазоне изменения параметров набегающего потока. Это позволяет использовать метод при выборе оптимальных форм в процессе проектных исследований. Погрешности определения аэродинамических характеристик c_y и m_z, как правило, не превышают 20 %.

Метод успешно использован при выборе форм блоков РН «Энергия», «Энергия-М», «Зенит-3SL» и «Зенит-3SL-Б», космических головных частей «Протона».

Время расчета варианта компоновки на одном режиме M – α не превышает одной минуты на персональном компьютере типа Pentium по сравнению с 30 ч непрерывного счета с использованием программных комплексов FlowVision или AeroShape-3D, использующих численные методы решений.

3.3.3. АНАЛОГОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Существуют важные практические случаи, когда невозможно проведение в АДТ экспериментальных исследований с соблюдением всех критериев подобия и режимов испытаний. Такого рода проблемы возникают также в тех случаях, когда наряду с геометрическим подобием необходимо воспроизведе-

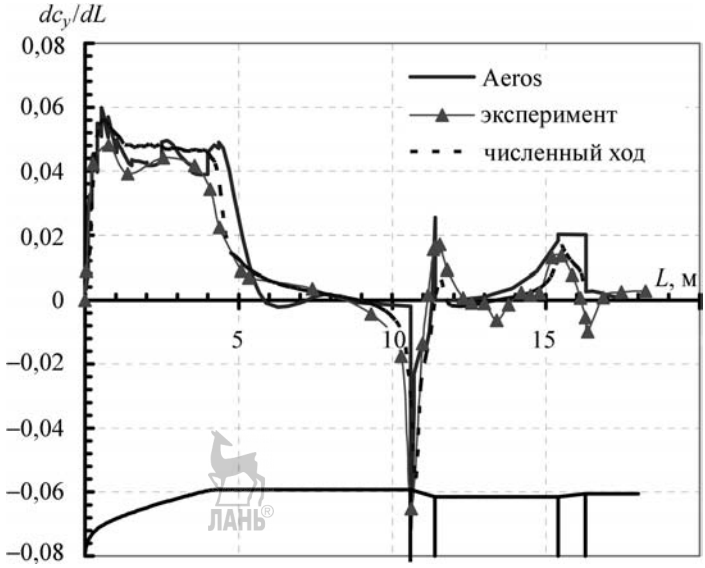


Рис. 3.3.13. Распределение коэффициента c_y по длине блока полезного груза при M = 0,6 и α = 6°

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

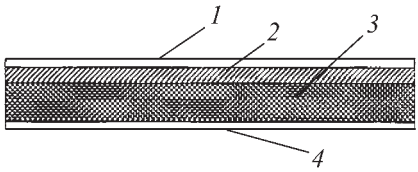


Рис. 3.3.14. Устройство пакета ЭВТИ спускаемого аппарата «Союз»:
1 — облицовочный материал «НИИКАМ-КПМА» (наружный слой пакета); *2* — ЭВТИ-ИФ (пленка ПМ-1ЭУ-ОА) — 1 слой (местами 3 слоя); *3* — ЭВТИ-2Б (пленка ПЭТ, К, ДА) — 20 слоев; *4* — пленка ПМ-1ЭУ-ДА — 1 слой (внутренний слой пакета)

ние свойств конструкции, подвергающейся аэродинамическому воздействию.

В частности, к таким конструкциям относятся панели *экранно-вакуумной теплоизоляции* (*ЭВТИ*), закрывающие поверхности КК и КА для обеспечения их нормального теплового режима на орбитальных участках полета.

Панели ЭВТИ представляют собой эластичную конструкцию, состоящую из слоев перфорированной пленки, покрытых снаружи специальной тканью повышенной прочности (рис. 3.3.14).

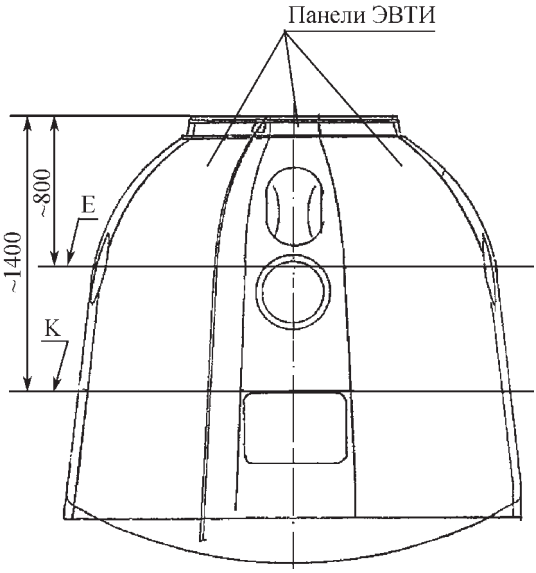


Рис. 3.3.15. Схема расположения панелей ЭВТИ на СА «Союз»:
E — верхний пояс дренажных точек; *K* — нижний пояс дренажных точек

Во многих случаях, например на кораблях «Союз», панели ЭВТИ на *спускаемом аппарате* (СА) не могут быть жестко связаны друг с другом, так как они сбрасываются перед входом корабля в плотные слои атмосферы. Панели соединены между собой внахлест с определенным перекрытием. Схема расположения панелей ЭВТИ на СА «Союз» представлена на рис. 3.3.15.

На участке выведения в процессе сброса створок головного обтекателя при повышенных скоростных напорах (q_∞ = (100...150) Па, $M_\infty > 6$) панели ЭВТИ подвергаются воздействию набегающего потока. В этих условиях их стыки должны сохранять свою работоспособность и не допускать самопроизвольного отделения панелей. В связи с этим требуется верификация допустимости воздействия набегающего потока на ЭВТИ СА «Союз» и определение предельной величины скоростного напора.

Важно знать как величины перепадов давлений, действующих на панели ЭВТИ в процессе отделения створок головного обтекателя при разных величинах скоростного напора набегающего потока, так и предельно допустимые перепады давлений, при которых не происходит необратимых трансформаций стыков. На основании этой информации может быть принято решение о предельно допустимых скоростных напорах в момент сброса головных обтекателей.

Вопрос аэродинамического воздействия на корабли и аппараты в процессе раскрытия створок головного обтекателя изложен в п. 3.4.11.

Расчетным путем решить задачу, требующую описания характеристик конструкции самих панелей ЭВТИ, не представляется возможным. Экспериментальные исследования на моделях в АДТ с соблюдением режимов течения (M, α, Re) также невозможны по той же причине. Поэтому испытания необходимо проводить на полноразмерных макетах СА со штатным исполнением конструкции панелей ЭВТИ.

Однако размеры макетов (диаметр ~2,2 м, длина ~6 м) не позволяют этого делать в существующих сверхзвуковых АДТ из-за ограниченных размеров их рабочих частей. Самая большая сверхзвуковая аэродинамическая труба Рос-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

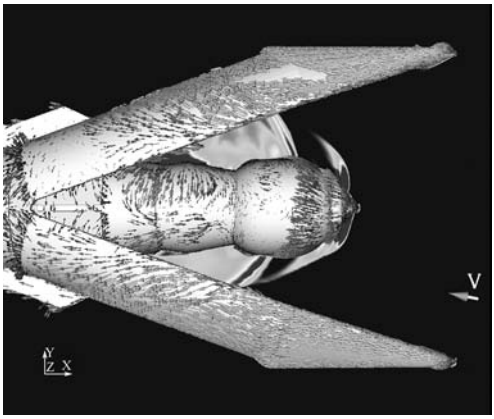


Рис. 3.3.16. Схема течения у поверхности СА при отделении створок головного обтекателя

сии Т-109 ЦАГИ имеет сечение рабочей части 2,2×2,2 м.

В этих случаях единственным выходом являются аналоговые испытания с полным воспроизведением геометрии и конструкции объекта, но при параметрах потока, отличающихся от фактических в полете. При этом необходимо соблюдение условий локального подобия течений, т.е. структура течения и эпюры распределения давления в исследуемых зонах аппарата должны быть максимально близки к реализуемым в полете при его фактических параметрах.

Численные исследования трехмерной структуры течения при раскрытии створок головных обтекателей с КА «Прогресс» и «Союз» в сверхзвуковом потоке ($M_\infty \sim 8{,}0$), а также верификационные испытания на моделях в АДТ позволили установить закономерности течения в зоне расположения СА и характеристики воздействия — распределение давления. Основной результат этих исследований — боковая поверхность СА обтекается преимущественно в поперечном направлении (местные углы атаки близки к 90°. На рис. 3.3.16 изображена схема течения у поверхности СА при отделении створок головного обтекателя, линии тока на поверхности СА направлены по нормали к продольным образующим корпуса. Эпюры распределения коэффициента давления в поперечных сечениях представлены на рис. 3.3.17.

Сравнительный анализ структуры течения между створками головного обтекателя в зоне СА при сверхзвуковом набегающем потоке (с полетными значениями углов атаки) и при поперечном ($\alpha = 90°$) обтекании изолированного корабля «Союз» дозвуковым несжимаемым потоком показал их сходство. Было также установлено, что величины безразмерных перепадов давлений

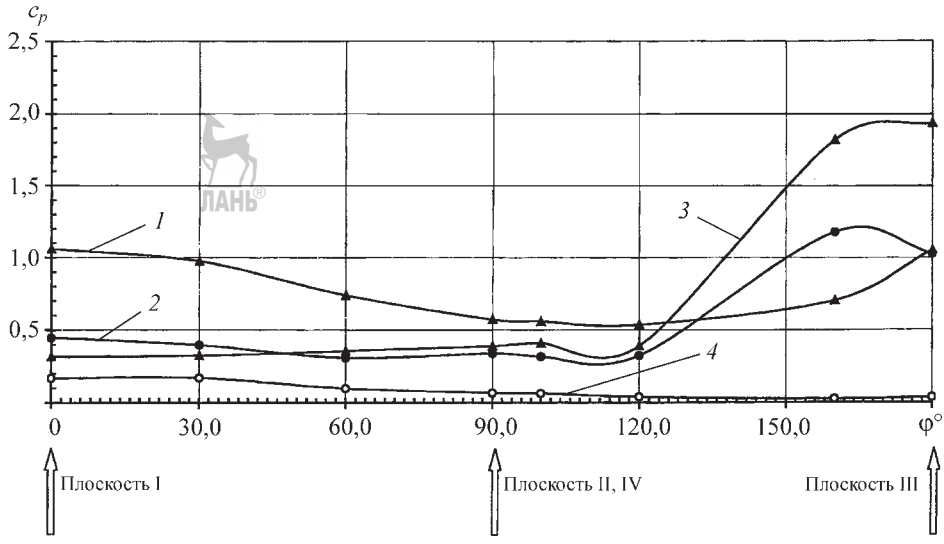


Рис. 3.3.17. Распределение коэффициента давления в поперечном сечении СА «Союз», эксперимент в УТ-1м, M = 8, α = 10°:
1, *2*, *3* — углы раскрытия створок 30, 20, 10° соответственно; *4* — изолированный КА

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

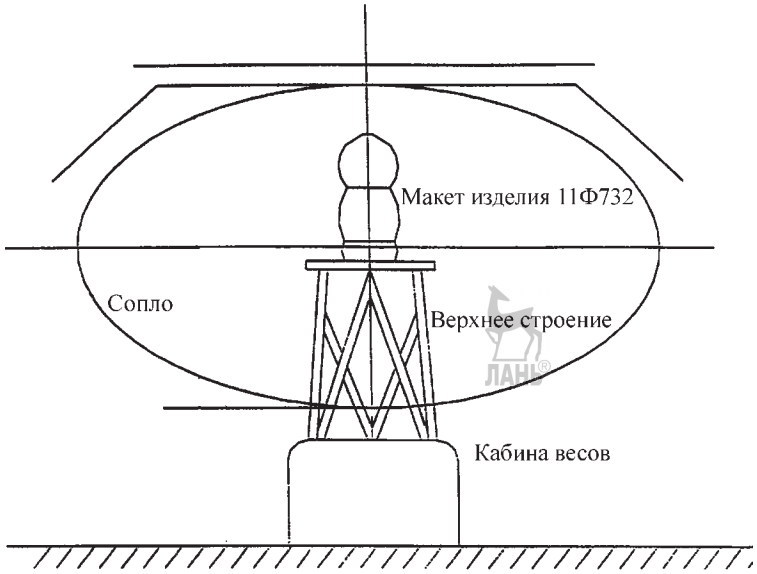


Рис. 3.3.18. Схема установки макета корабля «Союз» в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

Δc_p между характерными зонами панелей ЭВТИ близки между собой. На основании этого принято решение о проведении испытаний по исследованию нагружения панелей ЭВТИ СА в процессе сброса створок головного обтекателя на сверхзвуковом режиме течения в дозвуковой АДТ Т-101 ЦАГИ на полноразмерном макете изолированного корабля «Союз» при поперечном обтекании с последующим подтверждением результатов в натурных условиях. На рис. 3.3.18 изображена схема установки макета корабля «Союз» в АДТ Т-101 ЦАГИ.

Программа испытаний в дозвуковом потоке формировалась с учетом данных по структуре течения и распределению давления в сверхзвуковом потоке, полученных путем численного моделирования. Испытания проведены в широком диапазоне скоростных напоров набегающего потока.

В результате экспериментальных исследований выявлены критичные к воздействию аэродинамического потока зоны конструкции ЭВТИ и получены количественные данные по перепадам давления, при которых реализуется необратимая трансформация стыков панелей ЭВТИ. На рис. 3.3.19 изображены деформации панелей ЭВТИ при предельных величинах скоростного напора, $\varphi = 90°$ — зона стыка панелей № 2 и 3, $\varphi = 270°$ — № 5 и 6.

По результатам параметрических исследований (вариации скоростного напора, угла аэродинамического крена, искусственного исключения из процесса отдельных элементов конструкции путем дополнительной герметизации стыков и т.д.) установлен механизм реакции конструкции ЭВТИ на аэродинамическое воздействие. Выявлено, что одни стыки между панелями ЭВТИ раскрываются под действием перепадов давлений между внутренней и внешней поверхностями панелей, другие — в результате прямого воздействия потока на стык. Пересчет полученных в аналоговых испытаниях критических перепадов давлений и скоростных напоров на условия полета проведен с использованием соответствующих данных по распределению давления, полученных на жесткой масштабной модели на сверхзвуковом режиме обтекания в присутствии створок ГО.

По результатам аналогового эксперимента определено предельно допустимое значение скоростного напора при сбросе створок головного обтекателя ~120 Па. Последующие пуски подтвердили работоспособность конструкции ЭВТИ в этих условиях.

К аналоговым относятся также испытания в гидроканалах на «мелкой» воде с использованием *газогидравлической аналогии* (*ГГА*) [1]. Эти испытания просты, наглядны

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

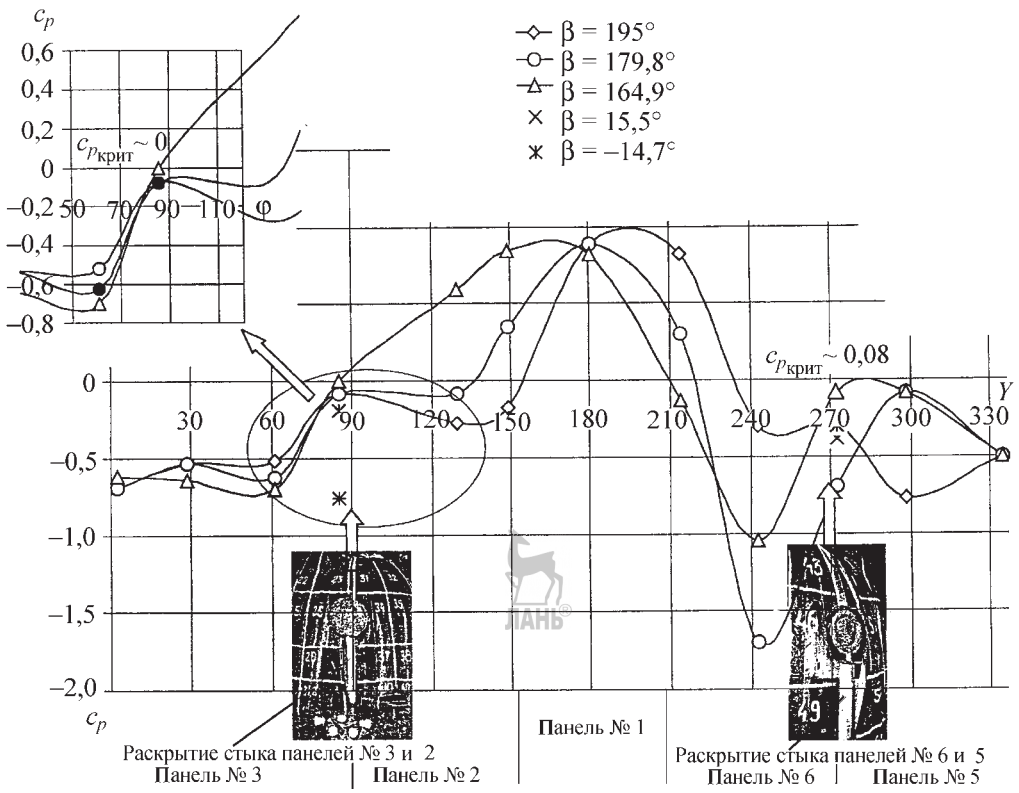


Рис. 3.3.19. Деформации панелей ЭВТИ при предельных величинах скоростного напора: штатное состояние элементов ЭВТИ, распределение давления по верхнему поясу *E* дренажных точек ЭВТИ спускаемого аппарата (рис. 3.3.15), АДТ Т-101 ЦАГИ, $V = 18$ м/с

и не требуют больших затрат времени и средств. Наряду с визуальной информацией в ходе испытаний можно получить количественные оценки для сравнительного анализа различных вариантов исследуемой конфигурации.

Аналоговые испытания целесообразны на начальных стадиях работ. Их результаты позволяют понять физические особенности обтекания исследуемого тела и корректно поставить дорогостоящие экспериментальные исследования в АДТ, сократив количество исследуемых вариантов.

Метод ГГА может успешно использоваться для исследования течения около элементов конструкции ракет, обтекание которых близко к поперечному, т.е. в случаях, когда углы атаки — скоса потока α_s около таких элементов близки к 90°. В таких условиях находятся, как правило, трубопроводы и другие надстройки, расположенные на центральном блоке многоблочных ракет в зоне интерференции около носовых частей блоков и навесных полезных грузов. Более подробно этот вопрос рассмотрен в п. 3.5.4.

Для уменьшения аэродинамических нагрузок на трубопроводы, расположенные в этих зонах, и узлы крепления их к блоку могут быть использованы специальные зализы-обтекатели из пенопласта, устанавливаемые на корпусе вблизи трубопроводов. Такое решение было предложено для уменьшения аэродинамических воздействий на трубопроводы центрального блока РН «Энергия».

При предварительном выборе размеров и формы зализов-обтекателей целесообразно проведение методических испытаний в гидроканале.

Форма поперечных сечений исследованных обтекателей и диапазонов варьируемых параметров, отдельные результаты исследова-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

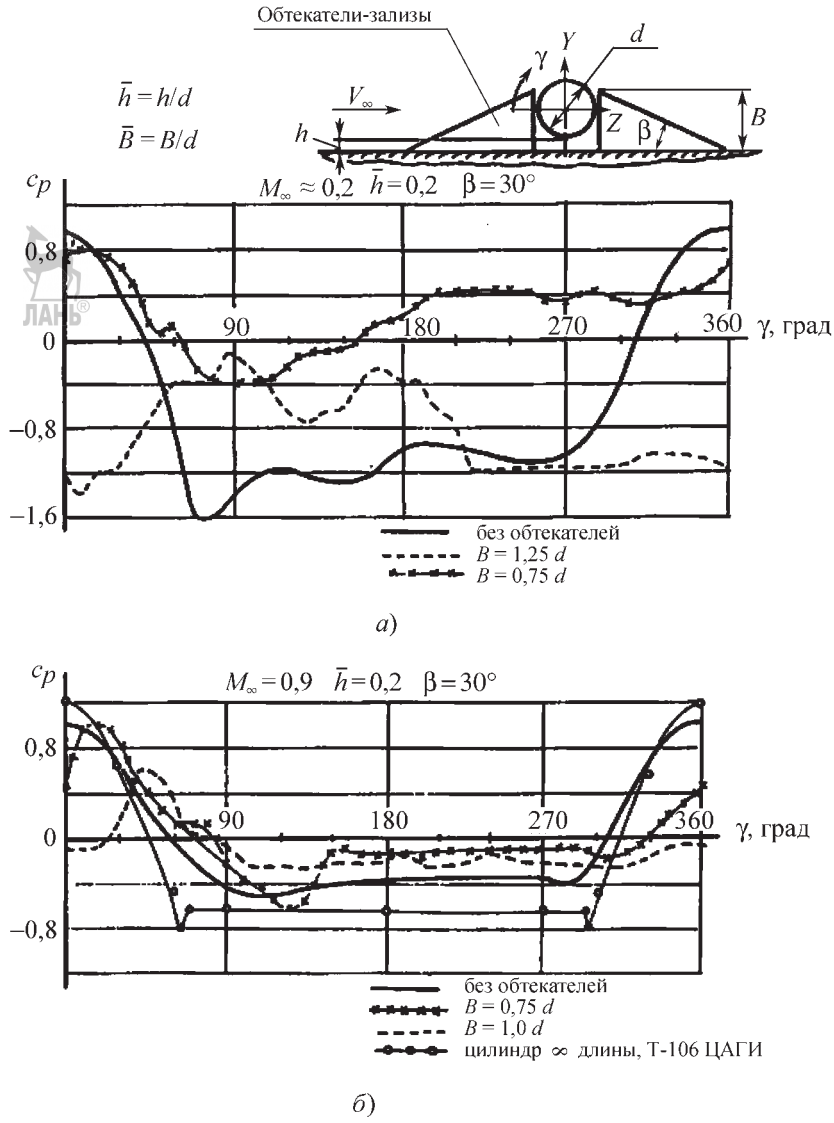


Рис. 3.3.20. Влияние обтекателей-зализов на распределение коэффициента давления в поперечных сечениях трубопровода в поперечном потоке по результатам испытаний в гидролотке:
h — расстояние между трубопроводом и поверхностью корпуса; *B* — высота обтекателя-зализа; β — угол наклона боковой поверхности обтекателя-зализа; *а* — $M_h = 0{,}2$; *б* — $M_h = 0{,}9$

ний структуры течения, а также эпюр распределения давления и коэффициентов аэродинамических сил в сечениях трубопровода с обтекателями и без них представлены на рис. 3.3.20, 3.3.21.

В результате проведенного исследования и сравнительного анализа коэффициентов нормальной c_y и поперечной c_z сил, действующих на трубопровод, для последующих испытаний в АДТ выбран вариант, представленный на рис. 3.3.22. и реализованный в конструкции центрального блока РН «Энергия». Последующие испытания в АДТ на крупномасштабной модели и пуски РН «Энергия» с ОК «Буран» и макетом полезного груза подтвердили эффективность выбран-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

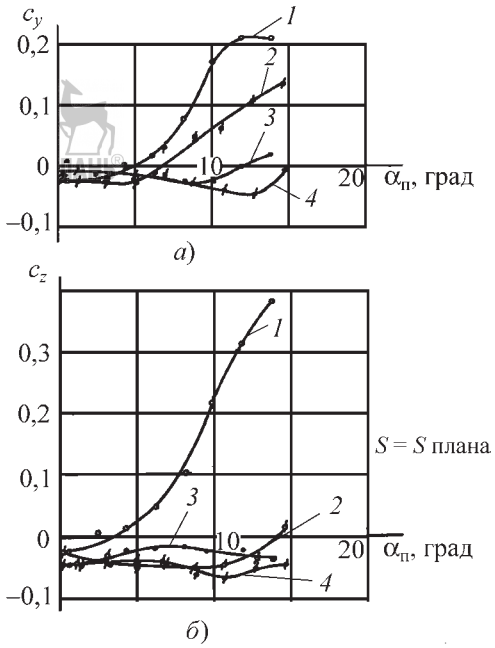


Рис. 3.3.21. Влияние обтекателей-зализов на величины коэффициентов нормальной и поперечной сил, действующих в сечениях трубопровода центрального блока РН «Энергия» при M = 0,9 по результатам испытаний в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ:

а — зависимость коэффициента нормальной силы от углов атаки $\alpha_п$ и крена $\varphi_п$; *б* — зависимость коэффициента поперечной силы от углов атаки $\alpha_п$ и крена $\varphi_п$: 1, 2 — без зализов $\varphi_п = 150°$; 330° соответственно; 3, 4 — с зализами $\varphi_п = 150°$; 330° соответственно

ного варианта зализа-обтекателя. Установка легкого обтекателя из пенопласта на поверхности блока в процессе подготовки РН к пуску позволила избежать значительных доработок конструкции блока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Виноградов Р.И., Жуковский М.И., Якубов И.Р.** Газогидравлическая аналогия и ее практическое приложение. М.: Машиностроение, 1978. 152 с.

3.3.4. ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ

В последнее десятилетие в связи с бурным развитием вычислительной техники в стране и за рубежом получили развитие «точные» методы решения задач аэрогазодинамики, основанные на численных решениях уравнений идеального и вязкого газа. Благодаря этому появились *программные комплексы* (*ПК*), позволяющие решать широкий круг задач аэрогазодинамики и теплообмена, в том числе в условиях *конструкторских бюро* (*КБ*). К числу таких комплексов могут быть отнесены Aero Shape-3D, FlowVision, RUSat, ANSIS Fluent, ANSIS CFX, EFD, Lab (Engineering Fluid Dynamics) и др.

Использование численных методов решения задач аэрогазодинамики и теплообмена и соответствующих ПК в проектных исследованиях в КБ имеет определенную специфику. Это связано прежде всего с ответственностью, которая лежит на расчетчиках, занимающихся прогнозированием аэродинамических характеристик РКС для решения задач баллистики,

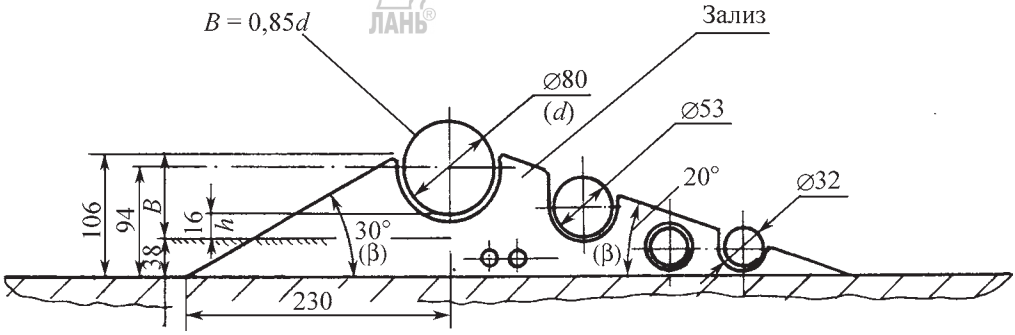


Рис. 3.3.22. Форма поперечного сечения обтекателя — зализа трубопроводов, установленного на оживальной части центрального блока РН «Энергия»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

устойчивости и управляемости, нагрузок и прочности, выбора органов управления и т.д. Ошибка, допущенная на ранних стадиях проектирования, может привести к непоправимым последствиям на последующих стадиях работ. Поэтому промышленному использованию в КБ любых ПК предшествует их тестирование на задачах, аналогичных решаемой, по которым имеется экспериментальная или надежная расчетная информация.

Решаемые в КБ вопросы разноплановы: аэродинамика моно- и многоблочных РН на участке выведения, пилотируемых крылатых и типа «несущий корпус» кораблей на участке возвращения с орбиты, отработавших блоков и элементов конструкции, задачи течения газа внутри отсеков РН и воздействия струй ДУ на элементы стартовых сооружений и т.д. Разнообразие форм ЛА и режимов их эксплуатации (M_∞, α, Re_∞) существенно усложняет использование ПК в силу необходимости проведения в ограниченные по времени сроки большого объема тестовых расчетов для выявления области их применения.

В условиях КБ длительность определения предварительных аэродинамических характеристик на стадии выбора аэродинамической компоновки ЛА, как правило, не превышает одного-двух месяцев. При этом характеристики должны быть определены в широком диапазоне изменения параметров набегающего потока (M_∞ ~ 0...10, $\alpha_п$ ~ 0...90°, $\varphi_п$ ~ 0... ...180°) для двух-трех вариантов компоновки (~1000 расчетных случаев). Необходимость получения большого объема информации в ограниченные сроки делает актуальными вопросы выбора оптимальных расчетных сеток и областей в целях минимизации времени счета при сохранении достоверности получаемой информации и внедрения многопроцессорных версий ПК.

Технология и сценарий использования ПК FlowVision в условиях КБ показаны на схеме рис. 3.3.23.

Практически во всех сценариях использования ПК промышленному расчету предшествуют тестовые расчеты, которые позволяют правильно выбрать модели течения, наиболее

Рис. 3.3.23. Технология и сценарии использования программного обеспечения:
ΣAX — суммарные аэродинамические характеристики c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z; $dC_i/d\ell$ — эпюры распределения по длине тела l аэродинамических коэффициентов

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

адекватно описывающие физические явления, присущие рассматриваемой задаче.

Опыт практического применения ПК в условиях КБ демонстрируется на примере использования в РКК «Энергия» ПК FlowVision за период с 1995 по 2007 гг. для решения следующих задач внутренних и внешних течений:

1. Исследование структуры течения воздуха, втекающего в СА «Союз» на участке возвращения, и возможности конденсации паров воды на поверхности струи втекающего воздуха.

2. Выбор оптимальной конфигурации устройств подачи термостатирующего воздуха и организация его течения внутри отсеков РН для обеспечения теплового режима выводимых КА в процессе наземной подготовки.

3. Исследование ветровых аэродинамических характеристик РКН «Зенит-3SL» морского базирования с учетом влияния *стартовой платформы* (*СП*) «Одиссей» и в процессе перегрузки РКН со стартово-командного судна на СП.

4. Определение суммарных и распределенных аэродинамических характеристик РКН «Зенит-3SL» и ее космической головной части при до- и сверхзвуковых скоростях в расширенном (до 15°) по сравнению с экспериментальным (до 8...9°) диапазоне изменения углов атаки.

5. Расчет аэродинамических характеристик перспективного многоразового корабля «Клипер» типа «несущий корпус» для участка возвращения с орбиты Земли ($M_\infty \sim 0{,}6...6$, $\alpha \sim 0...40°$) и оптимизация его формы, исследование влияния на аэродинамические характеристики подвесных устройств — державок при проведении модельных экспериментальных следований в АДТ.

6. Расчет аэродинамических характеристик многоразового крылатого корабля «Клипер» для сравнительного анализа и выбора принципиальной компоновочной схемы — низкоплан, высокоплан, среднеплан со специальной профилированной нижней поверхностью ЛА.

7. Определение силового и теплового воздействий струй ДУ РКН «Зенит-3SL» на СП в процессе старта и выбор конфигурации устройств для снижения воздействий и др.

Некоторые результаты исследований

1. В процессе спуска одного из кораблей «Союз» космонавты наблюдали появление струи «дыма» в салоне на участке движения СА после вскрытия в корпусе корабля дыхательного отверстия, предназначенного для уменьшения перепада давлений между внутренней и внешней средой. В качестве одной из версий появления «дыма» рассматривался вариант конденсации паров воды внутренней атмосферы СА с температурой ~20 °С на поверхности струи холодного ($T \approx -26$ °С) атмосферного воздуха, втекающего со скоростью ~5,5 м/с через дыхательное отверстие. Совместные расчетные исследования РКК «Энергия» и фирмы «Тесис» с использованием FlowVision подтвердили эту гипотезу. Конфигурация предельной поверхности струи воздуха, на которой возможна конденсация паров воды, показана на рис. 3.3.24. Космонавты, наблюдавшие появление струи «дыма» из-под приборного щита СА, подтвердили идентичность расчетной и наблюдавшейся картины.

2. В процессе эксплуатации РКН «Зенит-3SL» возникла необходимость в аэродинамических характеристиках на углах атаки от 0 до 15°. Экспериментальные исследования, на базе которых выпускалась документация, проведены в диапазоне углов атаки от 0 до 9°. Для экстраполяции экспериментальных данных использовался ПК FlowVision. Предварительно возможность его использования для расчета аэродинамических характеристик при больших α, когда становится существенным влияние вязкости, апробирована на примере расчета тела оживало–цилиндр ($\lambda_{ож} = 1{,}07$, $\lambda_ц = 7{,}0$) при $M = 0{,}6$, числе Рей-

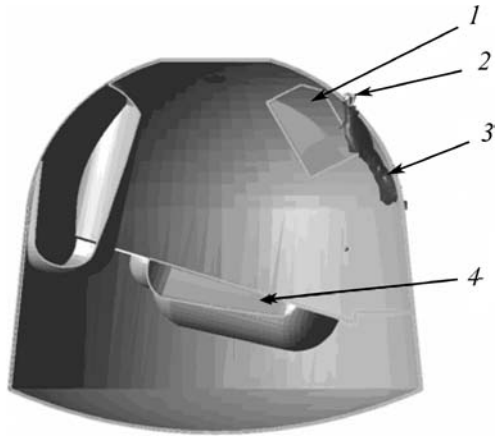


Рис. 3.3.24. Предельная поверхность конденсации паров воды на поверхности струи холодного воздуха, втекающего в СА «Союз» на участке спуска:

1 — приборный щит; *2* — дыхательное отверстие; *3* — струя «дыма»; *4* — ложемент космонавта

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

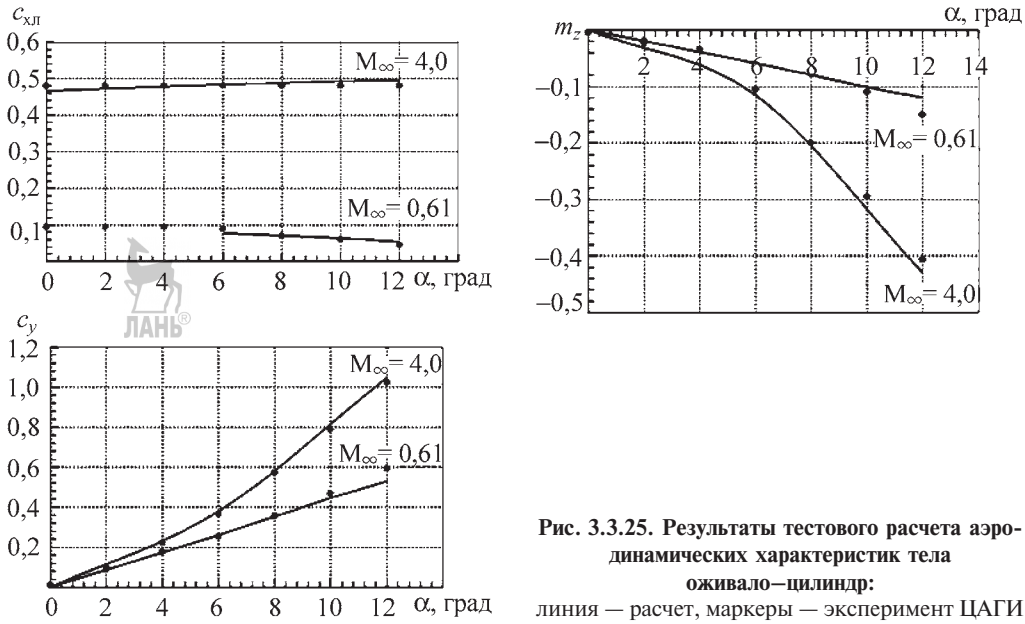


Рис. 3.3.25. Результаты тестового расчета аэродинамических характеристик тела оживало–цилиндр:
линия — расчет, маркеры — эксперимент ЦАГИ

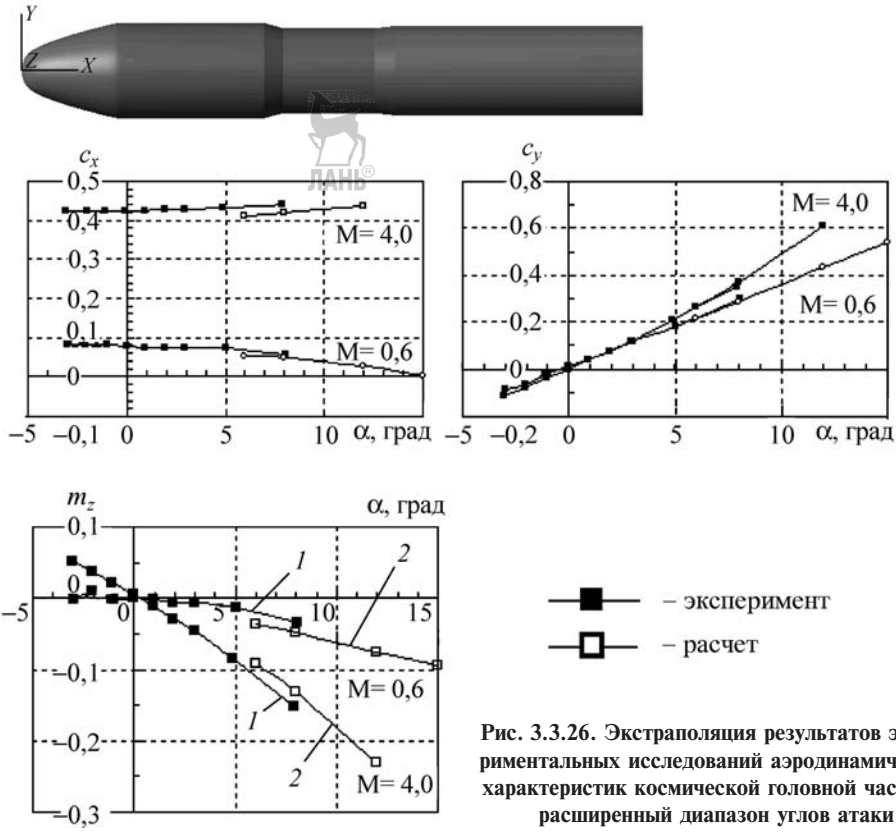


Рис. 3.3.26. Экстраполяция результатов экспериментальных исследований аэродинамических характеристик космической головной части на расширенный диапазон углов атаки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

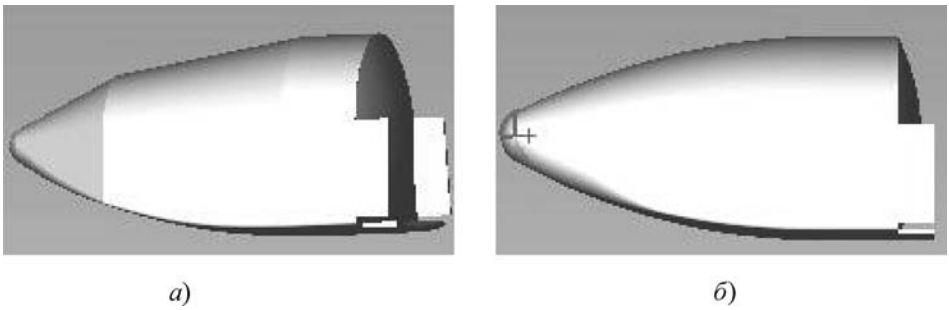


Рис. 3.3.27. Варианты формы возвращаемого аппарата «Клипер»:
а — базовый вариант; *б* — вариант с гладкой верхней образующей

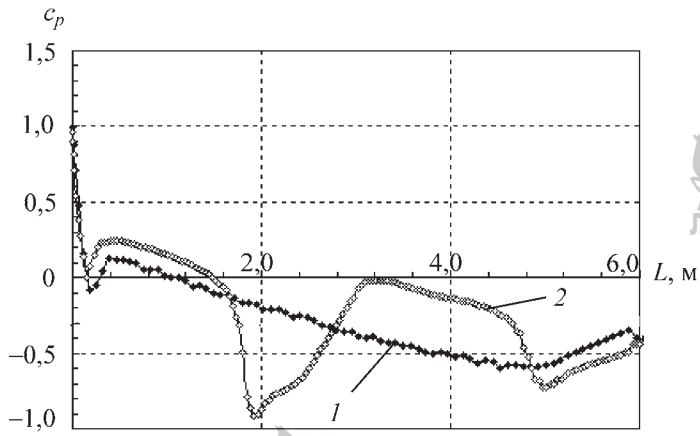


Рис. 3.3.28. Распределение коэффициента давления по верхней образующей возвращаемого аппарата при M_∞ = 0,92, α = 10°:
1 — базовый вариант; *2* — вариант с гладкой верхней образующей

нольдса $Re_d = 6{,}65 \cdot 10^5$ и при M = 4,0; $Re_d = 19{,}5 \cdot 10^5$. Результаты тестовых расчетов представлены на рис. 3.3.25. Результаты экстраполяции экспериментальных данных для космической головной части в составе РКН «Зенит-3SL» представлены на рис. 3.3.26.

ПК FlowVision использован также для сравнительного анализа различных вариантов *возвращаемого аппарата* (*ВА*) корабля «Клипер» (рис. 3.3.27). Предварительные сравнения расчетных и экспериментальных данных для исходного варианта компоновки показали их удовлетворительное согласование и возможность использования FlowVision для оптимизации аэродинамической формы. Так, в процессе оптимизации показано, что с точки зрения аэродинамики верхнюю образующую ВА целесообразно выполнить в виде гладкой кривой без изломов (рис. 3.3.28).

Многолетняя практика РКК «Энергия» показала, что ПК FlowVision и другие вышеперечисленные ПК являются эффективным инструментом решения самых различных задач аэродинамики в условиях КБ при условии их предварительного тестирования с использованием экспериментальных данных по аналогам.

Глава 3.4

АЭРОГАЗОДИНАМИКА МОНО- И МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ПОПЕРЕЧНЫМ ДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ

Особенности аэродинамики моно- и многоблочных РН с поперечным разделением ступеней рассмотрены на примере баллистических ракет, представляющих собой, как прави-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ло, тела вращения большого удлинения. Режимы полета баллистических ракет являются весьма разнообразными и охватывают широкий диапазон углов атаки, скоростей и высот полета. Несмотря на относительную простоту внешних форм этого класса ракет, аэродинамические проблемы, возникающие при обтекании их воздушным потоком, оказываются весьма сложными. Если рассматривать аэродинамические задачи последовательно во всех режимах полета, включая момент старта, то основными из них будут:

- ветровые нагрузки вблизи земли;
- местные нагрузки при обтекании стационарным потоком;
- суммарные стационарные нагрузки;
- статическая устойчивость и характеристика стабилизирующих и управляющих устройств;
- разделение ступеней ракет;
- аэродинамика отработанных ступеней.

Есть целый ряд и других задач, которые в обычных условиях представляются несущественными, но в отдельных конкретных компоновках и классах ракет они могут стать не менее важными, чем перечисленные. Необходимо отметить, что названные выше аэродинамические задачи порой тесно связаны с другими проблемами, такими как прочность, аэроупругость, аэродинамический нагрев и т.д. В конечном итоге именно комплексные сочетания подобных проблем и приходиться решать конструкторам и разработчикам при создании ракет.

3.4.1. ВЕТРОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА РАКЕТУ ПРИ СТАРТЕ И ТРАНСПОРТИРОВАНИИ. ВЛИЯНИЕ СТАРТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ И ТРАНСПОРТИРОВОЧНЫХ АГРЕГАТОВ

Важным моментом в процессе сборки и наземной подготовки *ракеты космического назначения* (РКН) к пуску является транспортировка блоков и собранной РКН в условиях ветрового воздействия.

Аэродинамические силы и моменты, действующие на перевозимые грузы, существенно влияют на конфигурацию и конструкцию средств транспортирования и условия перевозки.

Как правило, пустотелые блоки и незаправленная РКН обладают значительной парусностью и сравнительно малым весом. Ветровое воздействие на перевозимые грузы может существенно уменьшать сцепление колес с

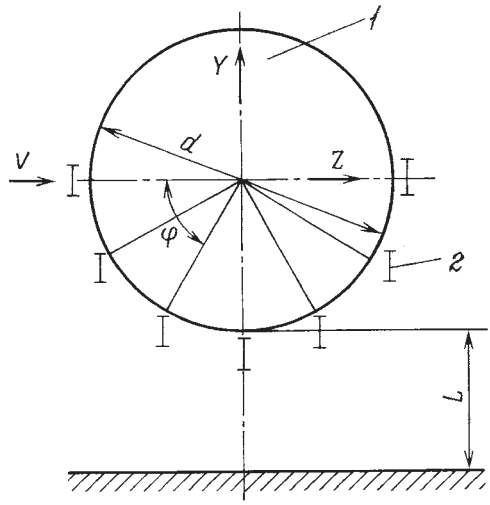


Рис. 3.4.1. Схема поперечного сечения транспортируемого груза:
1 — корпус; *2* — надстройка

грунтом при перевозке автотранспортом, что чревато сходом с дорожного полотна. Кроме того, возникают опрокидывающие моменты, усложняющие перевозку. Все это важно учитывать при проектировании транспортных агрегатов, а также при расчете нагружения перевозимых грузов.

Экспериментальные и расчетные исследования показывают, что на перевозимые блоки и РКН в процессе транспортирования и при боковом ветре ($\alpha \to 90°$) одновременно действуют нормальная Y и поперечная Z силы (рис. 3.4.1) [1]. При этом в зависимости от расстояния L между грузом диаметром d и Землей, играющей роль экрана, а также конфигурации транспортировочного агрегата нормальная сила может действовать как на прижатие к Земле, так и на отрыв (рис. 3.4.2). Величина нормальной силы, соизмерима по величине с поперечной силой, действующей в направлении ветра.

Наличие на боковой поверхности корпуса (цилиндра) надстроек существенно искажает характер обтекания цилиндра и приводит к изменению аэродинамических характеристик, что происходит из-за фиксации точек отрыва пограничного слоя на поверхности цилиндра в зоне расположения надстроек. Влияние надстроек меняется в зависимости от угла φ их ориентации относительно вектора скорости набегающего потока.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

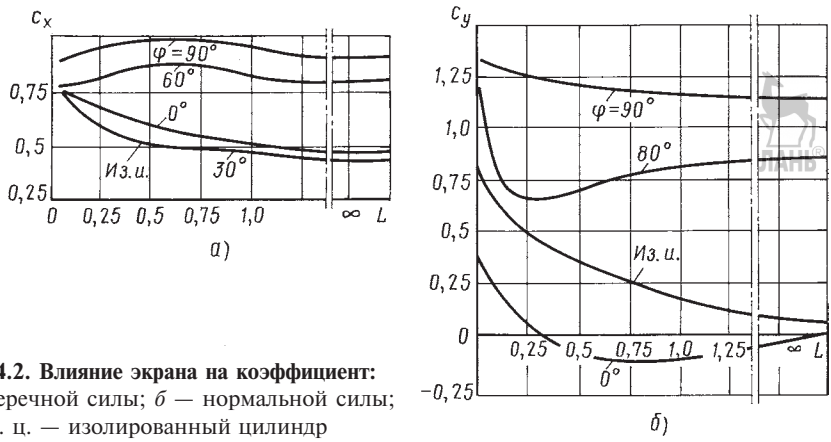


Рис. 3.4.2. Влияние экрана на коэффициент:
а — поперечной силы; *б* — нормальной силы; из. ц. — изолированный цилиндр

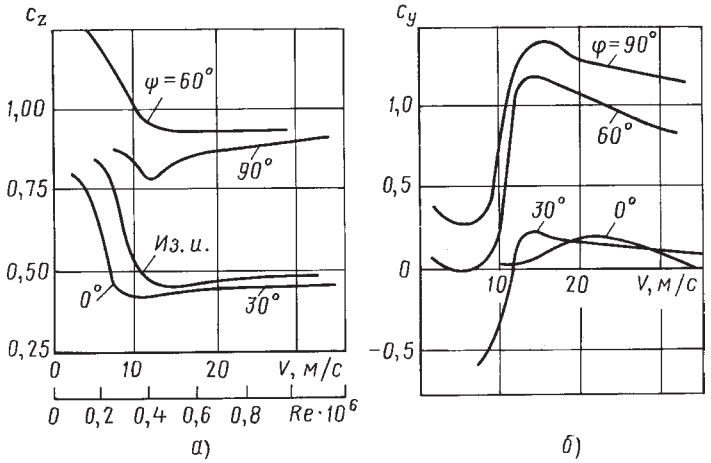


Рис. 3.4.3. Зависимости от числа Рейнольдса и скорости *V* потока коэффициентов груза при $\alpha = 90°$ и $Re = (0{,}7...1{,}0)\cdot 10^6$:
а — c_z поперечной силы; *б* — c_y нормальной силы

Важным параметром, определяющим величины аэродинамических сил при ветровом воздействии, является число Re (рис. 3.4.3).

Аналогичные проблемы возникают и при перегрузке РКН. В проекте «Морской старт» подготовка РКН «Зенит-3SL» осуществляется на *сборочно-командном судне* (*СКС*), а пуск — со *стартовой платформы* (*СП*) «Одиссей». Процесс перегрузки РКН с СКС на СП представляет весьма сложную процедуру, несмотря на осуществление перегрузки с СКС на СП, пришвартованных к пирсу. Это связано прежде всего с ветровым воздействием на перегружаемую РКН и малыми зазорами между ней и нижними воротами ангара на СП. Схема перегрузки показана на рис. 3.4.4.

Особенностью ветрового воздействия на РКН при перегрузке является то, что ракета находится в возмущенном поле скоростей [2]. В зависимости от направления действия ветра и высоты подъема реализуются профили ветра вблизи РКН, значительно отличающиеся друг от друга. В результате на РКН помимо аэродинамических сил действуют значительные возмущающие моменты, усложняющие перегрузку (рис. 3.4.5).

Разработанные в последние годы программные комплексы типа «FlowVision» позволяют успешно решать задачи определения аэродинамических сил и моментов от ветрового воздействия с достаточной для практических целей точностью.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

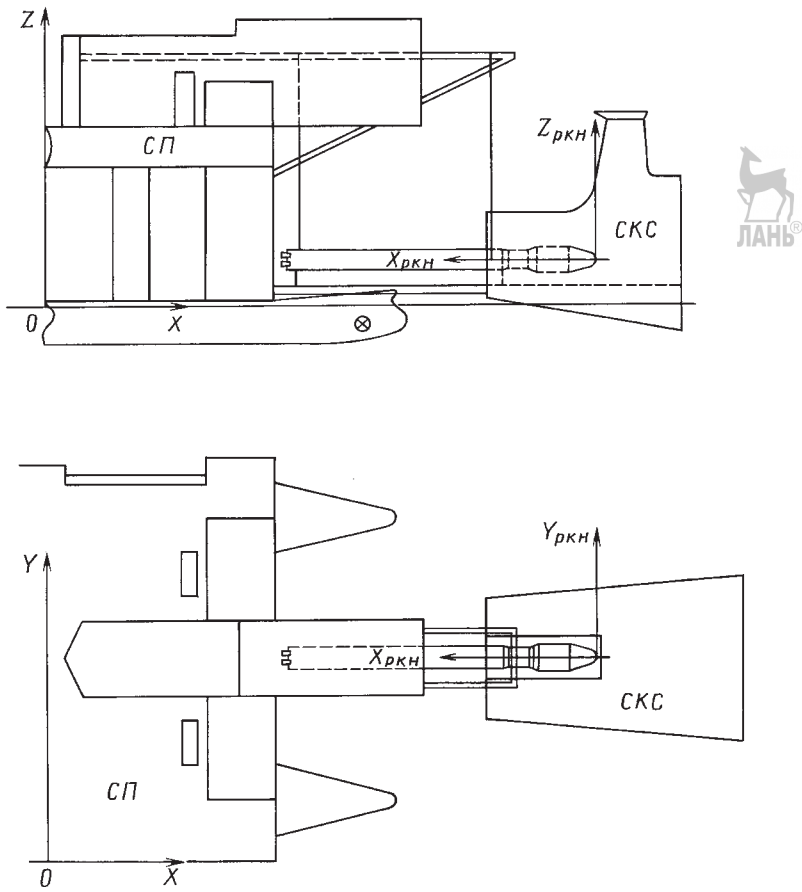


Рис. 3.4.4. Схема перегрузки ракеты космического назначения «Зенит-3SL» со стартово-командного судна на стартовую платформу «Одиссей»

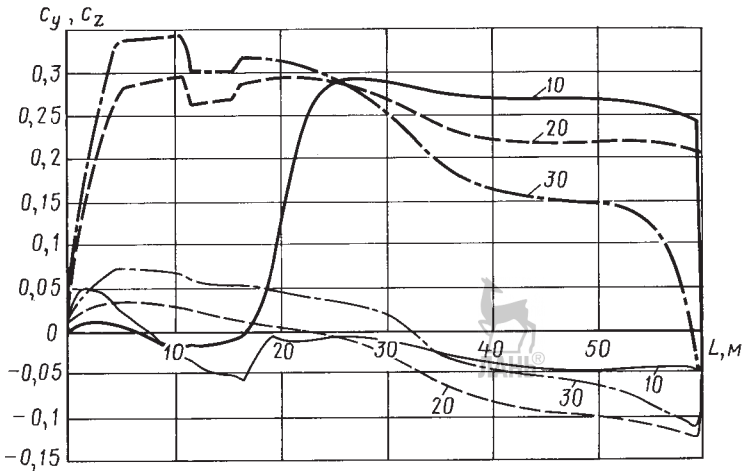


Рис. 3.4.5. Распределение коэффициентов c_y и c_z по длине ракеты на различных высотах подъема

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

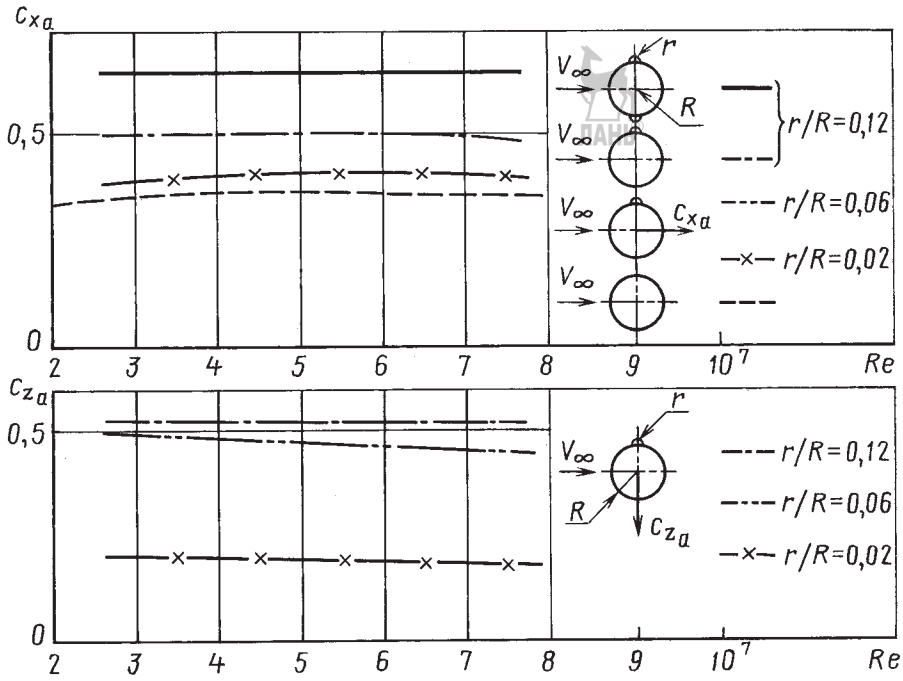


Рис. 3.4.6. Зависимости коэффициентов лобового сопротивления и боковой силы цилиндра с продольными надстройками от числа Re (при поперечном обтекании)

Особенности аэродинамики ракет различных форм, установленных на стартовом сооружении, хорошо изучены и должным образом отражены в литературе [1]. Для большинства РКН ветровое воздействие — расчетный случай нагружения хвостовых отсеков. Для этого режима характерно поперечное обтекание ракеты ($\alpha \approx 90°$) дозвуковым несжимаемым потоком ($M_\infty < 0{,}2$) при различных направлениях обдува, т.е. переменных углах аэродинамического крена $\varphi_п$.

Структура течения около ракеты и величины аэродинамических сил и моментов зависят от числа Рейнольдса и наличия на поверхности корпусов выступающих элементов конструкции (рис. 3.4.6) [3]. В силу существенного влияния вязкости расчетные величины аэродинамических коэффициентов должны подтверждаться результатами экспериментальных исследований в трубах переменной плотности.

Не менее значительное влияние на аэродинамику РКН при стоянке и старте оказывают наземные сооружения стартового комплекса — башни обслуживания, установщики, кабель-мачты и ферменные конструкции различного назначения. Их присутствие вблизи ракеты и на некотором удалении от нее вносит возмущения в поток, воздействующий на РКН, и в ряде случаев инициирует возникновение нестационарных аэродинамических нагрузок. Влияние сооружений стартовых комплексов на аэродинамику РКН представляет весьма сложную задачу и сравнительно мало изучено.

В качестве примера влияния стартового комплекса на аэродинамику РКН может быть рассмотрен стартовый комплекс «Морского старта» (рис. 3.4.7). РКН «Зенит-3SL», установленная на пусковом устройстве СП, подвергается воздействию ветра, профиль которого по высоте определяется направлением обдува СП. Наиболее сильно профиль ветра деформируется при обдуве СП со стороны ангара или пускового устройства (рис. 3.4.8).

Эпюры распределения коэффициентов нормальных сил, характерные для этих направлений обдува, показаны на рис. 3.4.9. При обдуве СП со стороны ангара хвостовая часть РКН может подвергаться воздействию возвратных токов, формирующихся за ангаром.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

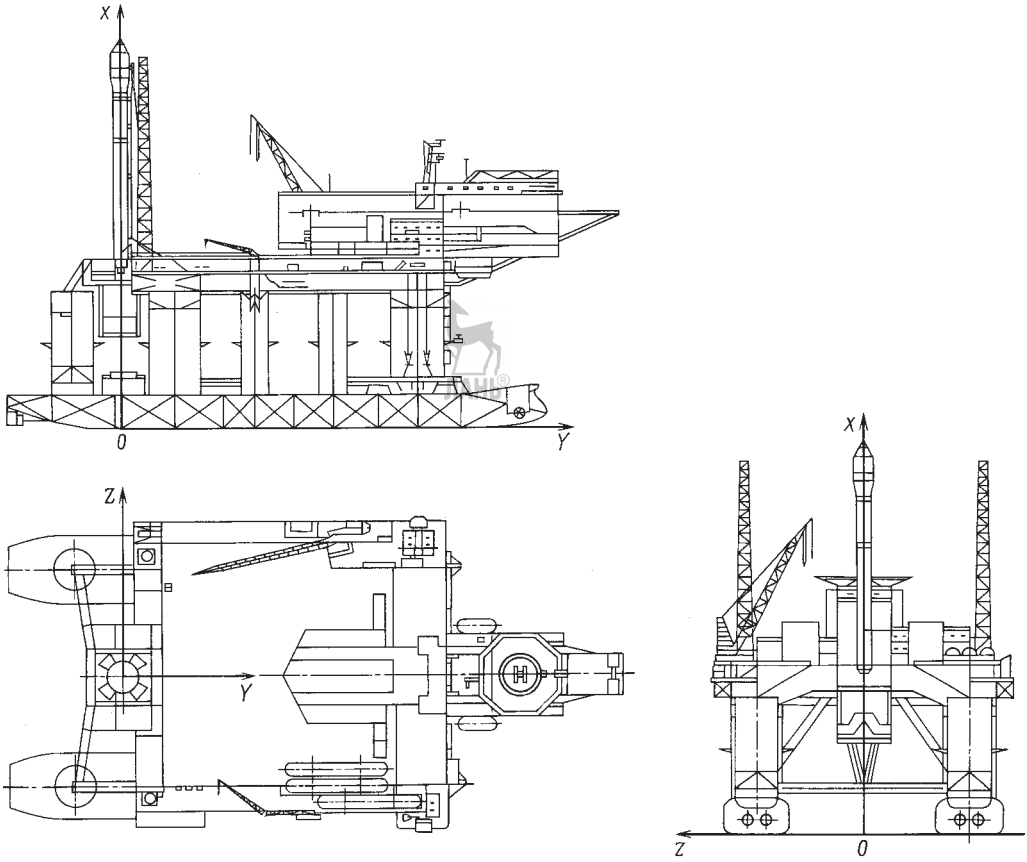


Рис. 3.4.7. Система координат СП «Одиссей»

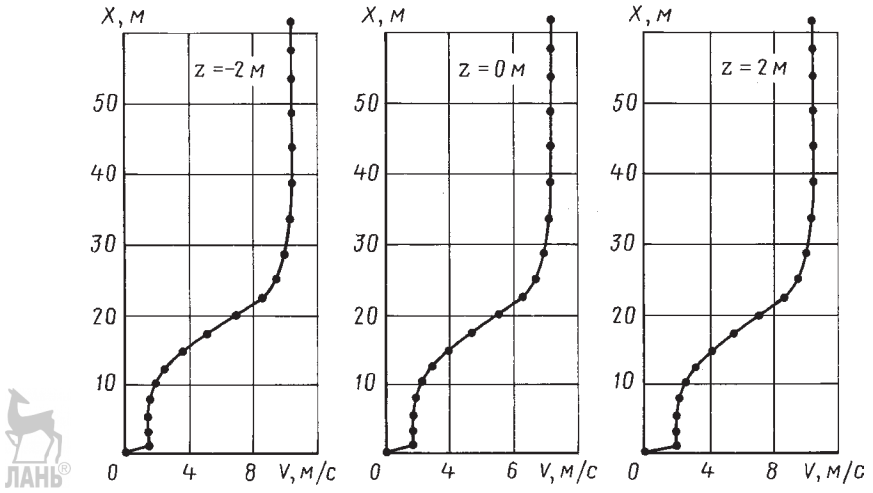


Рис. 3.4.8. Эпюры скорости набегающего потока для трехмерного варианта по линиям $z = -2$; 0; 2 м ($z = y = 0$ на оси ракеты) для варианта без ракеты, азимут ветра 180° (со стороны ангара)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

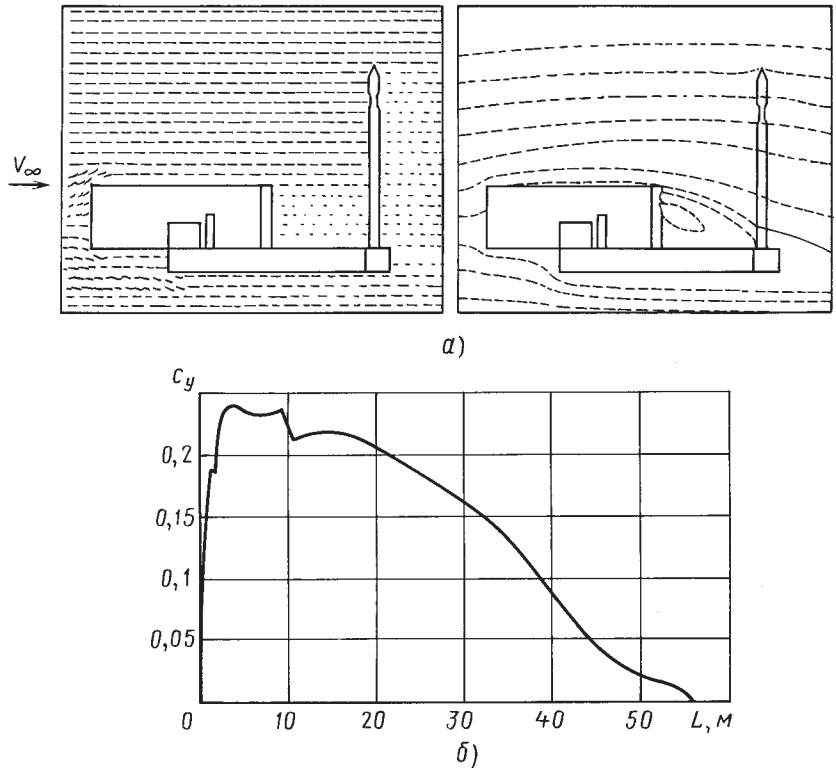


Рис. 3.4.9. Влияние стартовой платформы на течение и аэродинамические характеристики РКН «Зенит-3SL», ветер со стороны ангара:
а — поле скоростей и траектории движения частиц воздуха в плоскости симметрии платформы; *б* — распределение коэффициента c_y по длине ракеты

В результате существенно изменяются моментные характеристики РКН — ракета становится еще более статически неустойчивой, центр давления нормальной силы смещается в сторону носовой части. Это направление обдува наиболее опасно с точки зрения безударного выхода РКН из пускового устройства. Существующие программные комплексы расчета течения несжимаемой вязкой жидкости позволяют хорошо прогнозировать влияние стартовых сооружений на аэродинамику ракет, что подтверждается результатами сравнений на рис. 3.4.9.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Казакевич М.И.** Аэродинамика мостов. М.: Транспорт, 1987. 240 с.

2. **Andreev V.N., Eremin V.V., Kozlovsky B.A.** et al. Problems of Simulation and Peculiarities of Aerodynamic Leading for Launch Vechicle «Zenit-3SL» with Take-off from Sea Site Effected by Wind Action // Intern. Conf. on the Methods of Aerphysical Research, 1–7 July, 2002. Novosibirsk, Russia. Proc. 2002. Part III. P. 8–12.

3. **Петров К.П.** Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.

3.4.2. ВЕТРОВЫЕ НАГРУЗКИ ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ

Даже в том случае, когда ракета стоит на пусковом столе, наличие ветра создает аэродинамические нагрузки на ракету, при этом угол атаки α близок к 90°. Принято считать, что ветер состоит из стационарной части, изменяющейся с течением времени и с высотой над землей, и нестационарной части, вызываемой порывами и атмосферной турбулентностью.

Схематическое понимание воздействия ветра на ракету представлено на рис. 3.4.10.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

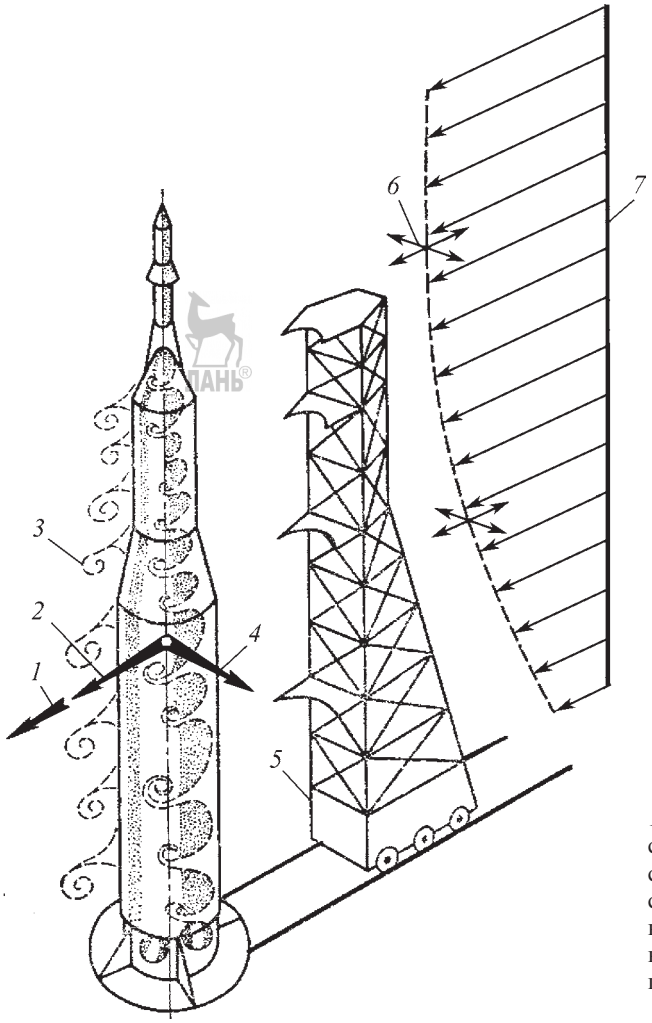


Рис. 3.4.10. Схема ветровых нагрузок, действующих на ракету:
1 — нестационарная составляющая сопротивления; *2* — стационарная составляющая сопротивления; *3* — срыв вихрей; *4* — изменяющаяся боковая сила; *5* — башня обслуживания; *6* — турбулентные составляющие ветра; *7* — профиль установившегося ветра по высоте

Под действием стационарной части ветра ракета деформируется и отклоняется в направлении ветра. При этом нестационарная часть в виде порывов приводит к колебаниям ракеты в том же направлении. Одновременно с этим на боковых, по отношению к направлению ветра, сторонах ракеты могут возникать нестационарные срывы потока стационарной части ветра. Эти срывы, возникающие то с одной, то с другой стороны ракеты, вызывают ее колебания в поперечном к ветру направлении. В итоге, под действием ветра и его порывов на ракету действует система аэродинамических нагрузок, приводящая к очень сложным ее деформациям, возможно возникновение дополнительных нагрузок за счет интерференции ракеты и обслуживающих стартовых устройств, расположенных вблизи нее, при обтекании их ветром.

Из-за сложности обтекания реальным ветром конкретных ракет не удается создать удовлетворительные аналитические методы расчета деформаций ракеты. Однако испытания в АДТ моделей ракет, подобных натуре по динамическим и упругим свойствам, могут дать весьма надежные данные для определения прочности конструкции ракеты и функционирования находящегося на ней оборудования.

Обычно ракеты, в том числе баллистические, имеют цилиндрическую форму корпуса. Поэтому для оценки сил, действующих на ра-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

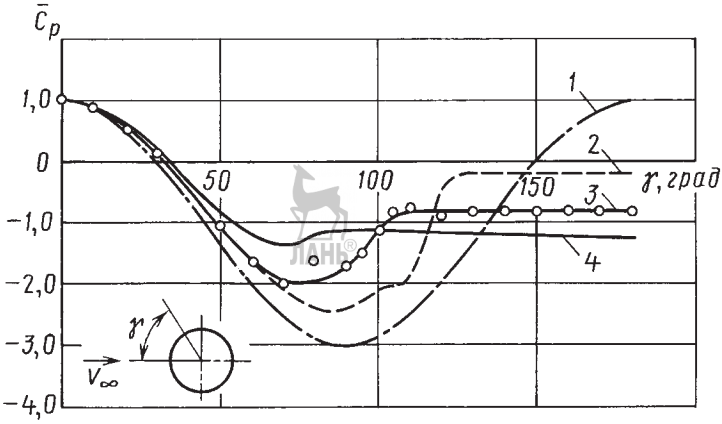


Рис. 3.4.11. Распределение давления по поперечному сечению цилиндра при различных числах Re:
1 — потенциальный поток; *2* — $\mathrm{Re}_d = 6{,}7\cdot10^5$; *3* — $\mathrm{Re}_d = 8{,}4\cdot10^6$; *4* — $\mathrm{Re}_d = 1{,}1\cdot10^5$

кету вблизи земли, следует учитывать явления, присущие поперечному обтеканию цилиндра при дозвуковых скоростях. Благодаря проявлению вязкости воздуха при дозвуковых скоростях может происходить различное поперечное обтекание с бóльшим или меньшим сопротивлением в зависимости от скорости ветра и диаметров отдельных участков ракеты.

Характер обтекания и силы, действующие на корпус ракеты, в этом случае в основном зависят только от двух критериев подобия — числа Re Рейнольдса и числа M Маха. При небольших скоростях потока при достижении определенной величины числа Re наблюдается так называемое явление *кризиса обтекания*, когда происходит перестройка обтекания цилиндра, а его сопротивление уменьшается в несколько раз. На рис. 3.4.11 изображено распределение давления по поперечному сечению цилиндра при различных числах Re, на рисунке приведены зависимости коэффициента лобового сопротивления кругового цилиндра от числа Re при поперечном обтекании, полученные различными авторами.

В зависимости от скорости ветра (в диапазоне $V \approx 10...20$ м/с) и величины диаметра соответствующего цилиндрического участка корпуса ракеты $d \approx 4...6$ м, а также шероховатости боковой поверхности тела числа Re могут превосходить критическое число Re, $\mathrm{Re}_{кр} \approx (1...3)\cdot10^5$, подсчитанное по диаметру цилиндра. Причина кризиса обтекания лежит в перемещении по поверхности цилиндра точки отрыва пограничного слоя при его переходе от ламинарного состояния в турбулентное и обусловленного этим изменения распределения давления в поперечных сечениях цилиндра.

Максимальное давление поток оказывает в передней критической точке (рис. 3.4.11), после чего давление убывает, так как поток, обтекающий лобовую часть цилиндра, непрерывно разгоняется. При $\gamma = 35°$ давление на цилиндре становится равным статическому давлению набегающего потока. Поскольку на докритических числах Re при обтекании лобовой поверхности цилиндра образуется ламинарный пограничный слой, то дальнейший разгон потока приводит к его отрыву от поверхности при $\gamma \approx 80°$ (рис. 3.4.12 зависимость $\bar{c}_p = f(\gamma°)$ для докритических чисел ($\mathrm{Re} \approx 1{,}1\cdot10^5$). Схематическое изображение характера обтекания цилиндра при докритических числах показано на рис. 3.4.12.

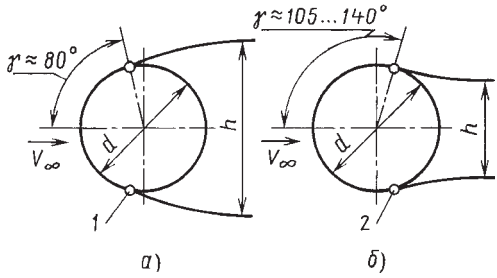


Рис. 3.4.12. Схема обтекания поперечного сечения цилиндра. Положение точек отрыва при пограничных слоях:
1 — ламинарном, *2* — турбулентном, *а* — $\mathrm{Re}_d < 2{,}5\cdot10^5$, $h/d > 1{,}0$; *б* — $\mathrm{Re}_d > 2{,}5\cdot10^5$, $h/d < 1{,}0$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Отрыв потока с ламинарным пограничным слоем приводит к образованию зоны сорванного течения с шириной, большей, чем диаметр самого цилиндра. В этих условиях на всю заднюю поверхность цилиндра действует разрежение, превосходящее по абсолютной величине максимальное давление в передней критической точке (рис. 3.4.11). При этих условиях будет иметь место максимальное сопротивление, которое в основном формируется не только за счет давления на переднюю (наветренную) поверхность цилиндра, но, главным образом, за счет разрежения, действующего на его заднюю (подветренную) сторону.

По мере увеличения скорости потока, обтекающего цилиндр, создаются условия для турбулизации пограничного слоя. При достижении критических значений чисел Re пограничный слой этого потока перед областью отрыва становится турбулентным. Поскольку турбулентный слой содержит больше энергии, чем ламинарный, он обтекает без отрыва контур цилиндра по большей его части. Срыв потока с $\gamma \cong 80°$ перемещается на угол, в ряде случаев доходящий до $\gamma \cong \cong 140°$ (рис. 3.4.12), в результате резко сокращается величина зоны срыва на задней части цилиндра и существенно уменьшается величина разрежения в этой зоне, а коэффициент лобового сопротивления цилиндра c_{x_a} падает от $c_{x_a} \cong 1{,}2$ до $c_{x_a} = 0{,}2...0{,}3$.

При сверхкритических числах Re сопротивление цилиндра постепенно нарастает. Свыше числа $\mathrm{Re} \cong 3 \cdot 10^6$ величина коэффициента лобового сопротивления практически уже не увеличивается. Наблюдаемое до определенных чисел Re увеличение лобового сопротивления цилиндра, по-видимому, является следствием некоторого расширения области отрыва на задней стороне цилиндра, что может быть связано с перемещением точки отрыва навстречу обтекающему потоку до значения $\gamma \approx 105°$. Обращает на себя внимание тот факт, что как в критической, так и в сверхкритической областях изменения чисел Re имеет место различное протекание экспериментальных зависимостей $c_{x_a} = f(\mathrm{Re})$. Как показывают исследования, это связано с тем, что поток в различных АДТ имеет разную степень турбулентности, а модели цилиндров — различную степень шероховатости поверхности.

Для баллистических ракет с большой дальностью полета и РН КА, имеющих площадь боковой поверхности в несколько сот квадратных метров, учет аэродинамических нагрузок при старте просто необходим, поскольку в первые секунды полета, когда еще малоэффективны обычные органы стабилизации и управления движением ракеты, величина поперечной аэродинамической силы от ветрового воздействия может достигать многих тонн.

Кроме того, точка приложения нормальной силы по длине ракеты претерпевает на начальном участке траектории полета значительные перемещения, в результате отмечаются существенные изменения характеристик продольной и боковой устойчивости. Этим, в частности, объясняются ограничения на пуски ракет при сильном ветре в районе старта, а также требование как можно более раннего ввода в действие активных способов управления, таких как поворотные сопла ДУ или изменение направления вектора тяги маршевых двигателей.

3.4.3. МЕСТНЫЕ НАГРУЗКИ ПРИ ОБТЕКАНИИ СТАЦИОНАРНЫМ ПОТОКОМ

Внешние формы ракет обычно представляют собой совокупность цилиндрических и конических поверхностей. Кроме того, на внешней поверхности ракет часто располагаются надстройки различных форм, в результате контур ракеты во многих местах имеет изломы. Обтекание этих областей при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях сопровождается возникновением местных пиков давления.

Иными словами, на маршевом участке полета ракеты, т.е. при малых углах атаки и больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях на отдельных участках ее внешней поверхности возникают весьма большие местные стационарные нагрузки. Расчетным случаем таких нагрузок для баллистических ракет обычно оказываются большие дозвуковые или трансзвуковые скорости полета. При этих режимах не достигаются максимальные скоростные напоры, но пиковые значения давления в изломах контура ракеты приобретают максимальные значения.

Местная нагрузка является чрезвычайно важным фактором, который необходимо учитывать при проектировании элементов конструкции ЛА. Для этого, во-первых, обязательно правильно определять зоны воз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

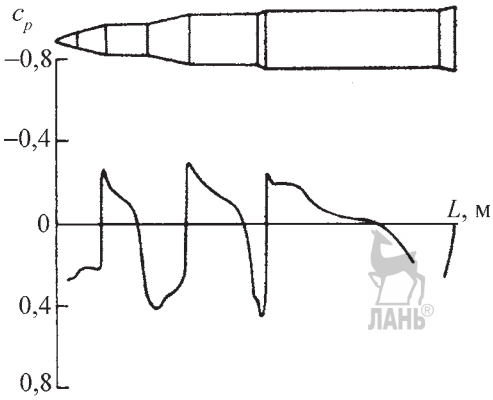


Рис. 3.4.13. Распределение коэффициента давления при числе M = 1,3 и угле атаки $\alpha = 0°$

можных больших местных нагрузок и оценивать их величину. Во-вторых, необходимо изыскать конструктивные способы исключения или уменьшения местных стационарных нагрузок. К ним, в первую очередь, относится скругление изломов внешнего контура корпуса и надстроек, расположенных на нем. Радикальным способом уменьшения нагрузок является применение плавных изменений обводов контура, которые с успехом применяются на самолетах и некоторых классах ракет. Однако для баллистических ракет это не оправдывается из-за весовой отдачи и технологических особенностей производства. Другим способом уменьшения местных нагрузок может быть применение дренажных устройств, уменьшающих локальные перепады между наружным давлением и давлением внутри конструкции.

Пример распределения давления по длине типичной РН показан на рис. 3.4.13 (M = 1,3; угол атаки $\alpha = 0°$). Большие изменения давления происходят вблизи расширяющихся участков корпуса, где достигаются как отрицательные, так и положительные пики давления. Отрицательные пики коэффициента давления реализуются около каждой угловой точки контура, за которой поток резко расширяется.

Другой пример поведения давления вблизи угловой точки за носовым конусом корпуса ракеты в зависимости от числа M представлен на рис. 3.4.14. Там же дано изменение скоростного напора q, а также значения местной аэродинамической нагрузки, пропорциональной произведению $c_p q$. Очевидно, что местная нагрузка при числе M = 0,8 может в несколько раз превышать нагрузку при максимальной величине скоростного напора.

Форма, размеры и места расположения надстроек на корпусе ракеты могут быть самыми разнообразными, как и их влияние на местные нагрузки. Характер обтекания самой надстройки и прилегающей поверхности корпуса ракеты в большой мере зависит от формы надстройки и особенно ее лобовой и кормовой частей. Это характерно как для поперечных, так и продольных надстроек. В том случае, когда лобовая и кормовая поверхности надстроек составляют небольшой угол с набегающим потоком (< 20°), надстройка обтекается без отрыва потока, и резкого увеличения местных нагрузок не наблюдается. Наличие надстроек влечет за собой существенное изменение местных аэродинамических нагрузок (рис. 3.4.15).

В ряде случаев по контуру корпуса ракеты могут иметь место кольцевые углубления, иногда приобретающие характер разрывов между блоками ракеты, соединенных ферменной конструкцией. Влияние данных разрывов на давление в межблочном пространстве, закрытом соединительной фермой, оказывается значительным на дозвуковых и трансзвуковых скоростях полета (рис. 3.4.16) и зависит еще от формы и протяженности углубления. При

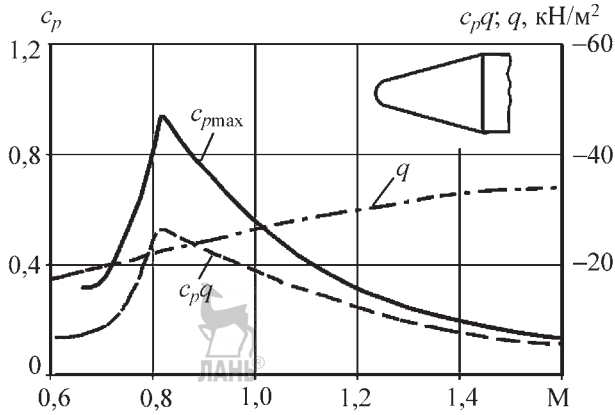


Рис. 3.4.14. Максимальная местная нагрузка вблизи излома образующей цилиндра с конической носовой частью

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

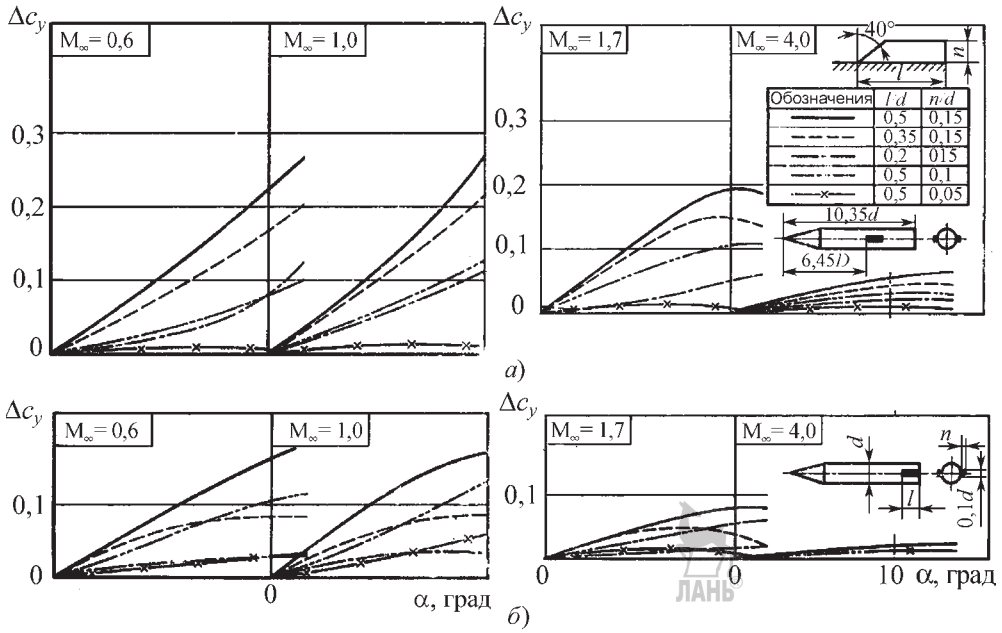


Рис. 3.4.15. Зависимость величины приращения коэффициента нормальной силы от угла α и геометрических параметров продольных надстроек при M_∞ = 0,6; 1,0; 1,7; 4,0:
а — надстройки в центре корпуса; *б* — надстройки в хвостовой части корпуса

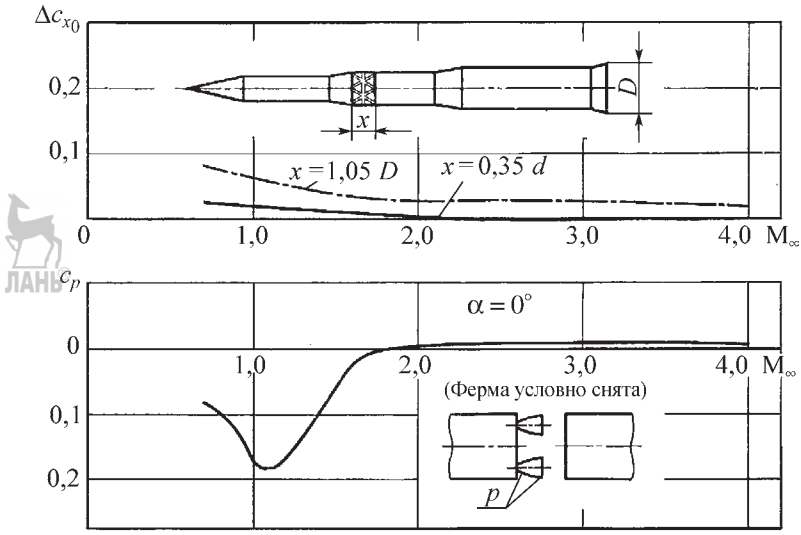


Рис. 3.4.16. Зависимость приращения коэффициента продольной силы от числа M_∞ при наличии кольцевого разрыва длиной x на теле вращения большого удлинения и зависимость коэффициента давления c_p от числа M_∞ на боковой поверхности сопел, находящихся в кольцевом разрыве

углах атаки, отличных от нуля, зависимость $c_p = f(M_\infty)$ эквидистантно сдвигается, мало изменяя свой вид, соответствующий $\alpha = 0°$.

В том случае, когда длина межблочного разрыва превышает диаметр корпуса ракеты, это сказывается не только на местных на-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

грузках, но и на суммарных характеристиках ракеты. Так, приращение продольной силы может составлять около 40 % исходного сопротивления ракеты без разрыва, что недопустимо и требует применения технических решений, направленных на снижение сопротивления.

3.4.4. РАСПРЕДЕЛЕННЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

В момент старта при наличии ветра начальный угол атаки может быть достаточно большим. По мере увеличения скорости подъема ракеты он стремиться к нулю. По траектории выведения ракета летит под малыми углами атаки, которые определяются величинами возмущений, действующими на ракету. Такими возмущениями могут быть порывы ветра, действия органов управления и стабилизации в связи с выполнением программы полета, отделение отработавших блоков ракеты, не нужных в дальнейшем полете и т.п.

Характерная особенность полета баллистической ракеты в атмосфере — одновременное увеличение высоты и скорости полета. Начальные дозвуковые значения скорости полета, постепенно повышаясь, достигают трансзвуковых значений, когда не только существенно увеличиваются или уменьшаются величины аэродинамических коэффициентов, но и меняются их зависимости от скорости полета. Затем скорость ракеты начинает превышать скорость звука, и дальнейший полет проходит при сверхзвуковых скоростях.

Одновременное увеличение скорости полета и высоты и соответственно уменьшение плотности атмосферы приводит к тому, что скоростной напор вначале нарастает, а потом убывает, достигая обычно максимума при M = = 1,5...2,0 в зависимости от типа ракеты и ее двигателей. Это обстоятельство приводит к ряду особенностей ее нагружения по траектории полета. Известно, что баллистическая ракета по своей конструкции и условиям высокой весовой отдачи обладает малой изгибной прочностью. Поэтому, если в начальный момент полета при малых скоростях и малых скоростных напорах могут допускаться сравнительно большие углы атаки, то при больших скоростных напорах безопасный полет может происходить только на малых углах атаки, не превосходящих 5...10°.

Несмотря на относительную простоту внешних форм ракет, аналитическое определение их аэродинамических характеристик для всех режимов полета оказывается весьма сложной задачей. В первую очередь это касается трансзвуковых скоростей и нестационарных аэродинамических характеристик во всем возможном диапазоне скоростей полета.

При поперечном обтекании цилиндрических участков тела вращения, соответствующем предстартовому состоянию ракеты, имеет место однотипный характер течения для различных поперечных сечений. Совершенно иной и более общий характер обтекания возникает при наличии угла атаки на маршевом участке полета. При этом в любом сечении можно условно рассматривать обтекание как сумму двух течений — продольного и поперечного. В зависимости от величины угла атаки характер обтекания будет определяться тем или иным направлением течения. При очень больших углах атаки — поперечным обтеканием, а при малых — продольным.

При нулевом угле атаки и правильной круговой форме соответствующих участков корпуса обтекание поперечных сечений отличается только толщиной и состоянием пограничного слоя. Если в носовой части ракеты может быть ламинарный пограничный слой и малая его толщина, то по мере удаления сечения к кормовой части толщина этого слоя нарастает, а характер его может стать турбулентным.

При возникновении угла атаки осесимметричный характер обтекания нарушается. Уже в носовой части тела вращения за счет поперечного течения воздух перетекает с наветренной на подветренную сторону, способствуя тем самым увеличению толщины пограничного слоя на подветренной стороне (рис. 3.4.17). В этом месте поверхности скорость поперечного течения замедляется и создаются условия для отрыва потока с боковых сторон тела вращения.

Как показывают измерения распределения давления в поперечном сечении на некотором расстоянии от носа, начиная с определенной точки, расположенной вблизи боковой образующей цилиндрической части тела вращения, давление перестает изменяться и остается практически постоянным вплоть до верхней образующей цилиндра на

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

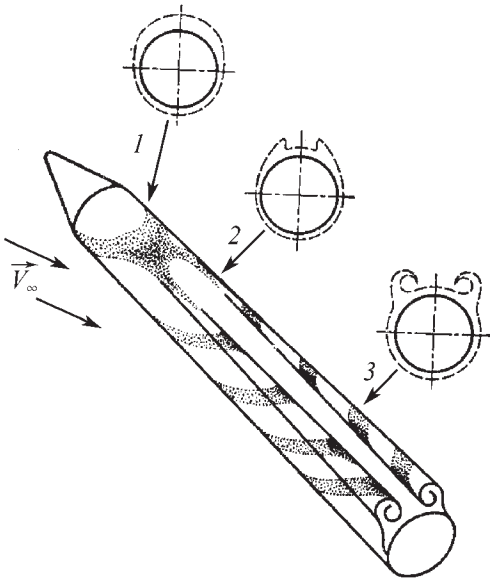


Рис. 3.4.17. Схема обтекания тела вращения большого удлинения при умеренных углах атаки: *1* — утолщение пограничного слоя на подветренной стороне; *2* — отрыв пограничного слоя; *3* — сворачивание оторвавшегося пограничного слоя

подветренной стороне. Давление не восстанавливается из-за срыва пограничного слоя с боковых сторон тела вращения, в результате чего на подветренной стороне образуется зона отрыва течения с давлением, близким к постоянному. Аналогичная картина обтекания наблюдалась и при поперечном обтекании цилиндра. В данном случае непрерывно утолщающийся по длине тела пограничный слой отрывается вдоль линии отрыва и непрерывно сносится по потоку, сворачиваясь в интенсивные вихревые жгуты, расположенные с боковых сторон тела вращения (рис. 3.4.17).

Расстояние от носа $x_{отр}$, на котором начинается отрыв пограничного слоя и сворачивание вихревых жгутов, в значительной степени зависит от угла атаки, а так как это явление, как всякий отрыв, вызывается градиентами давления, то на положение начальной точки образования вихрей оказывают влияние также числа Re, M и форма тела.

Переход из области малых или умеренных углов атаки ($\alpha < 15°$) в область больших сопровождается возникновением новых особенностей в обтекании тела вращения большого удлинения.

При умеренных углах атаки сорвавшийся пограничный слой сворачивается в симметричные вихревые жгуты и под действием продольного течения сносится вдоль тела за его кормовую часть. При больших углах действие продольного течения в значительной степени ослабляется и усиливается поперечное течение. Поэтому сорвавшийся пограничный слой сворачивается в систему вихревых жгутов, которые отделяются с боковых сторон тела, не достигая ее кормовой части. На рис. 3.4.18 представлена схема обтекания и осциллограммы нормальной и поперечной сил, действующих на тело вращения при больших углах атаки (по оси абсцисс отложено время, масштаб вре-

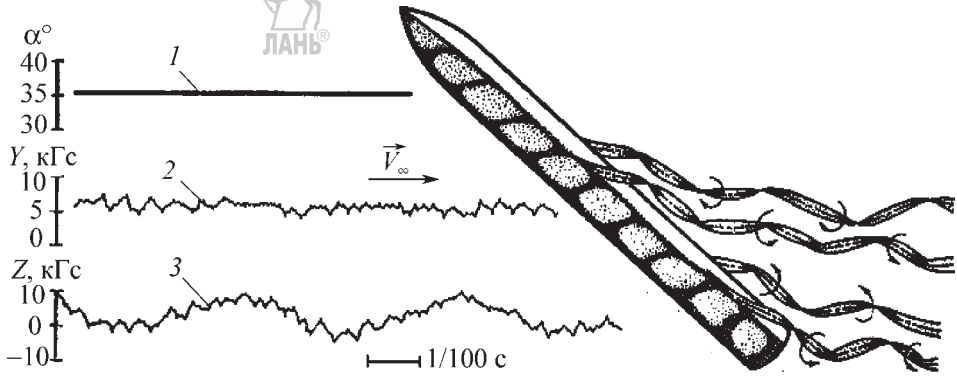


Рис. 3.4.18. Схема обтекания и осциллограммы изменения по времени угла атаки нормальной и поперечной сил, действующих на тело вращения при больших углах атаки: *1* — угол атаки в опытах; *2* — нормальная сила; *3* — поперечная сила

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мени показан в виде отрезка на рисунке). Схождение отдельных вихрей и вихревых жгутов происходит неравномерно по времени и несимметрично по боковым сторонам тела.

Исследования показывают, что при $\alpha > 20°$ одновременно с наличием нормальной силы возникает значительная поперечная сила. При постоянном угле атаки $\alpha \approx 36°$ достигается определенный уровень нормальной силы, около которого наблюдаются колебания, вызванные неравномерными по длине и окружности срывами вихрей. Одновременно с этим возникает и поперечная сила того же порядка, что и нормальная, но ее величина периодически изменяется, отражая, по-видимому, периодически срывающиеся с боковых сторон вихри.

Таким образом, в обтекании тел вращения большого удлинения можно условно выделить три режима. Один из них соответствует безотрывному обтеканию при малых углах атаки, которое в зависимости от формы контура имеет место в диапазоне углов атаки от 0 до 5°. Другой режим — обтекание с умеренными углами атаки (до $\alpha \approx 20°$), при котором происходит отрыв потока на боковых поверхностях и сворачивание его в два симметричных вихревых жгута. Третий — режим больших углов атаки ($\alpha > 30°$), при котором с поверхности тела вращения срывается система вихревых жгутов.

Простейшая форма корпуса ракеты — сочетание носового конуса с цилиндрическим корпусом. По углам атаки и числам М основные изменения давления происходят в области конической носовой части и в области перехода конуса в цилиндрическую часть (рис. 3.4.19). Пик разрежения, который имеет место в области сочленения конуса с цилиндром, достигает максимальной величины при больших дозвуковых скоростях и связан с наличием местной сверхзвуковой зоны в этой области.

Как указывалось в п. 3.4.3, эти режимы течения являются расчетными для местной прочности баллистической ракеты. Величины давления на конической части близки к давлению на изолированном конусе. За областью перехода конической части к цилиндру давление быстро выравнивается, стремясь к величине статического давления в невозмущенном потоке. Медленнее всего оно выравнивается при малых сверхзвуковых скоро-

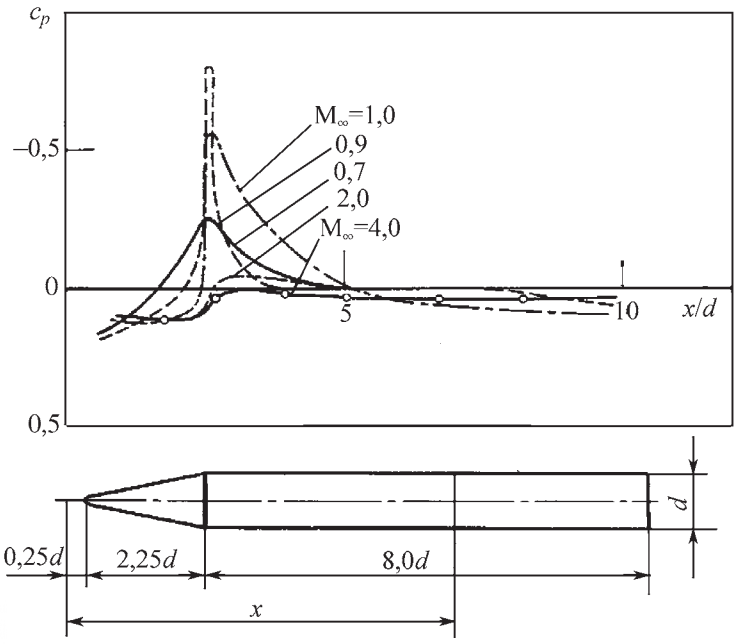


Рис. 3.4.19. Распределение давления по длине цилиндрического тела с носовым конусом при $\alpha = 0°$ и различных числах M_∞

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

стях, т.е. в диапазоне тех режимов полета, при которых обычно достигается наибольший скоростной напор.

При больших сверхзвуковых числах Маха ($M \geq 4$) величина давления при переходе с конической части на цилиндрическую часть до величины, близкой к статическому давлению в невозмущенном потоке. Уменьшение удлинения цилиндрической части тела не оказывает заметного влияния на распределение давления по его длине до тех пор, пока длина цилиндрического участка не становится соизмерима с расстоянием, на котором происходит выравнивание давления, за областью сочленения конуса с цилиндром.

Притупление конической носовой части вызывает изменение давления только в зоне самого притупления и практически не влияет на расположенный за ним цилиндрический участок.

Наличие небольших значений углов атаки ($\alpha \leq 10°$) несколько изменяет величины давления по длине наветренной и подветренной сторон тела вращения, однако, характер его изменения по числам M остается неизменным.

В случае многоступенчатых ракет корпус иногда представляет собой тело вращения, составленное из цилиндров разного диаметра, соединенных коническим переходом. Если длина переднего цилиндрического участка такого тела больше четырех диаметров d переднего цилиндра, то наличие переходного конуса к участку с большим диаметром практически не оказывает влияния на величину пика разрежения в носовой части.

Одновременно с этим на самом переходном конусе и в месте его сочленения с цилиндрическим участком меньшего диаметра образуется пик повышенного давления, а в месте его сочленения с участком большего диаметра — пик разрежения (рис. 3.4.20). В результате этого наиболее нагруженными участками оказываются передняя часть цилиндра меньшего диаметра и область переходного конуса с примыкающей к нему частью цилиндра с бóльшим диаметром.

Наиболее наглядно это представлено на диаграмме (рис. 3.4.21), где приведены эпюры распределения c_y^α по длине составного тела вращения. Наибольшее влияние число M оказывает на величины нагрузок в носовой части тела и на цилиндре с бóльшим диаметром за коническим переходом. Угол полураствора $\theta_{к1}$ носового конуса при этом влияет только на переднюю часть цилиндра с меньшим диаметром.

Характер распределения давления и, следовательно, нагрузок, действующих на различные участки составного тела вращения, начинает изменяться по мере прибли-

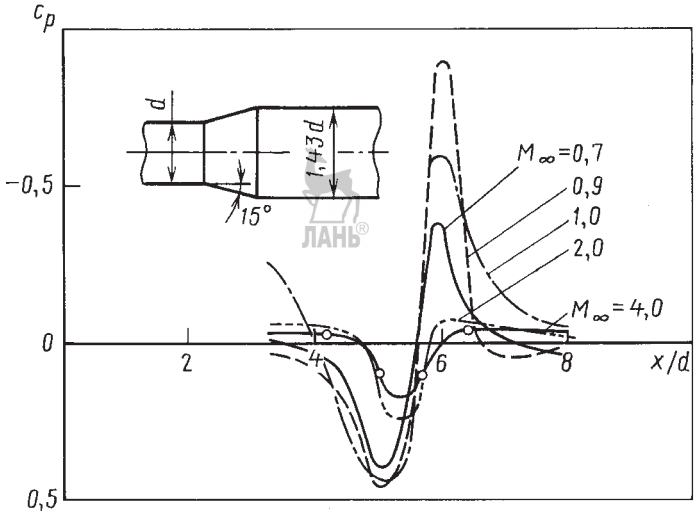


Рис. 3.4.20. Распределение давления по коническому переходу цилиндрического участка меньшего диаметра к большему при $\alpha = 0°$ и различных числах M_∞

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

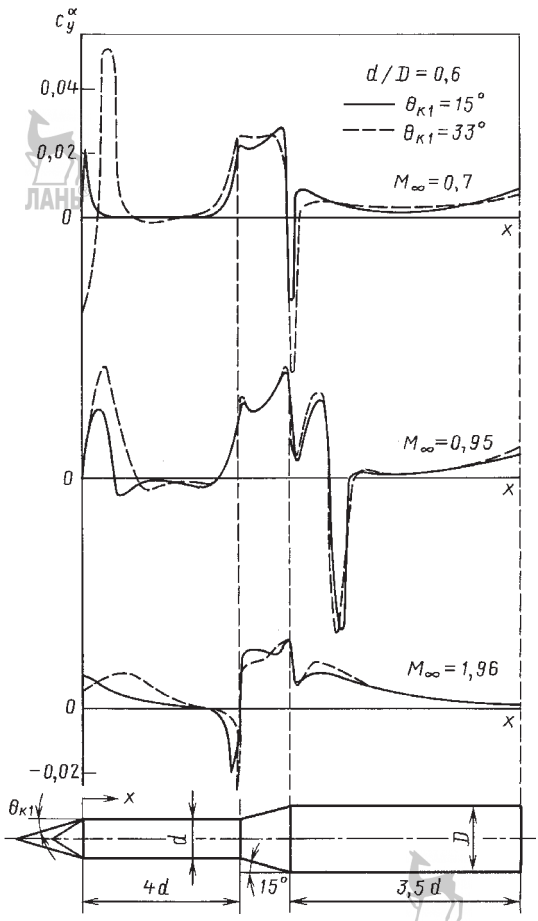


Рис. 3.4.21. Распределение аэродинамической нагрузки по сечениям тела вращения, составленного из цилиндров разного диаметра (переходной усеченный конус удален из носовой части)

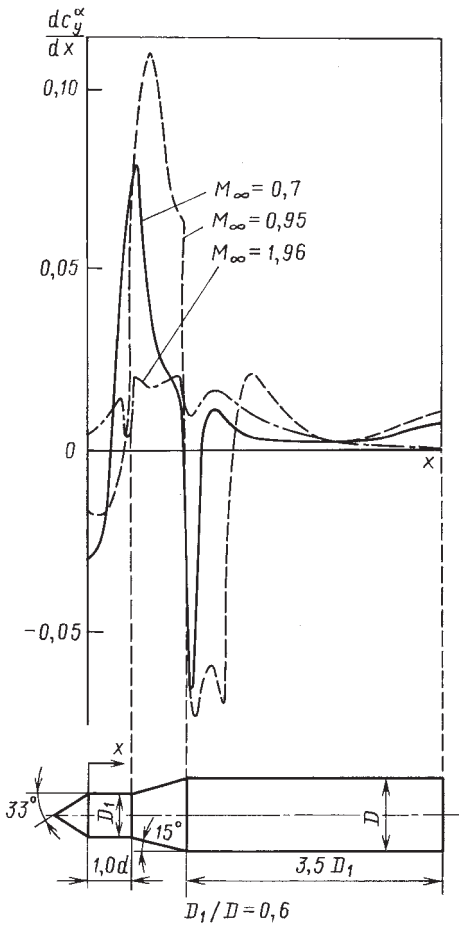


Рис. 3.4.22. Распределение аэродинамической нагрузки по сечениям тела вращения, составленного из цилиндров разного диаметра (переходной усеченный конус приближен к носовой части)

жения конического перехода к носовой части тела вращения. При дозвуковых скоростях давление восстанавливается на переднем цилиндрическом участке тем меньше, чем ближе переходный конус расположен к носовой части. Влияние подпора от переходного конуса приводит к тому, что на передней цилиндрической части составного тела появляется участок с повышенным давлением, сливающийся с давлением на самом переходном конусе. В результате (рис. 3.4.22) наиболее нагруженными участками оказывается область переходного конуса и примыкающая к нему передняя часть цилиндра с бóльшим диаметром.

Наличие угла атаки изменяет величины давления на наветренной и подветренной стороне как по длине тела вращения, так и в поперечных сечениях. Вместе с этим характер эпюр давления варьируется аналогично эпюрам тела вращения, состоящем из головного конуса и цилиндра.

Некоторые представления о вкладе каждого элемента корпуса двухступенчатой РН в ее суммарные аэродинамические характеристики в диапазоне чисел M = 0,7...4,0 и малых углах атаки ($\alpha < 4°$) можно получить из анализа зависимостей c_{x_o}, c_y^α, $c_d = f(M)$, где $c_d = x_d / L$ — коэффициент центра давления,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

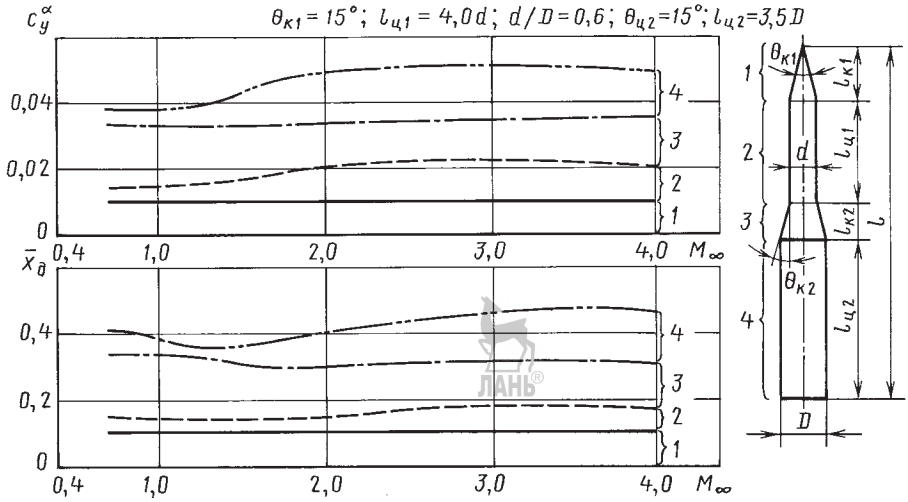


Рис. 3.4.23. Зависимости производной коэффициента нормальной силы по углу атаки и положения центра давления от числа M_∞ для отдельных участков тела вращения, составленного из конусов и цилиндров разного диаметра

x_d — координата центра давления, отсчитывается от носка конфигурации. Данные зависимости представлены на рис. 3.4.23 и 3.4.24.

Очевидно, что аэродинамические характеристики отдельных участков корпуса ракеты по-разному зависят от числа M и вносят различный вклад в ее аэродинамику. Можно отметить существенное влияние угла раствора носового конуса ($\theta_{к1}$ = 15...40°), поскольку сопротивление ракеты возрастает как минимум в полтора-два раза.

При фиксированном значении угла переднего конуса $\theta_{к1}$ = const особенно сильно сопротивление ракеты увеличивается в трансзвуковом диапазоне скоростей (M ≈ 0,9...1,2), где коэффициент c_{x_0} возрастает в три-четыре раза.

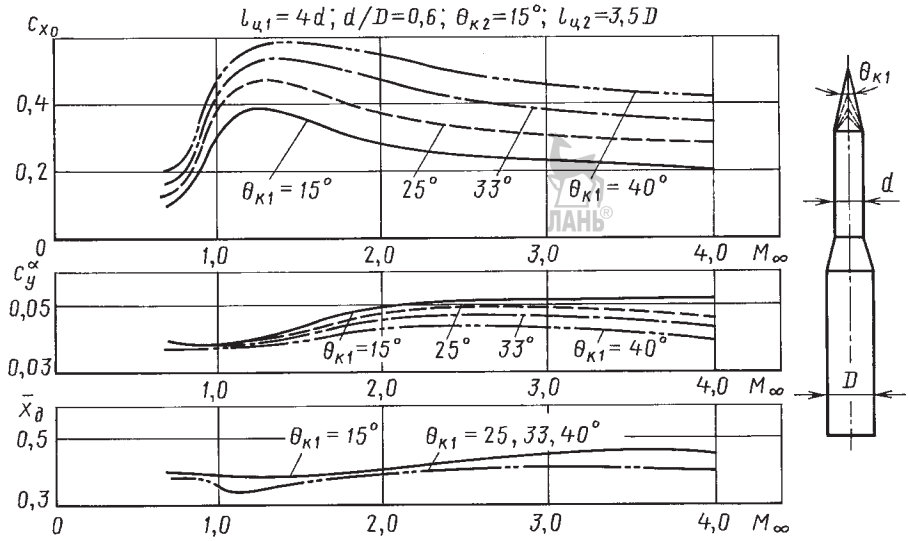


Рис. 3.4.24. Зависимость аэродинамических характеристик тела вращения, составленного из конических и цилиндрических частей различного диаметра, от угла носового конуса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В зависимости от задач, стоящих перед проектантами, геометрические параметры ракеты и ее элементов могут существенно различаться. Угол и притупление носового конуса, длины и диаметры цилиндрических участков корпуса, углы конических переходников становятся окончательными только после многочисленных увязок и согласований, так как любые изменения этих величин оказывают влияние на суммарные аэродинамические характеристики ракеты, ее устойчивость, управляемость и в конечном итоге — на траекторию полета.

3.4.5. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Центр тяжести ракеты изменяет свое положение на траектории полета по мере выгорания топлива. Если он расположен впереди центра давления, то ракета статически устойчива. В общем случае для ракет различных конфигураций положение центра давления в зависимости от M полета может изменяться по-разному, располагаясь на различных расстояниях от центра тяжести.

В разд. 3.4.4 в качестве примера приведены значения относительного положения центра давления $\bar{x}_{\text{д}} = \dfrac{x_{\text{д}}}{l}$ для схематизированной двухступенчатой ракеты, составленной из конических и цилиндрических элементов. Известно, что значения положений центров тяжести для подобных компоновок лежат, как правило, в диапазоне $x_{\text{т}} = (0{,}50...0{,}65)\ell$, где ℓ — длина ракеты, а отсчет ведется от носка ракеты. В этом случае все компоновки ракет, представленные на рис. 3.4.23, 3.4.24 в диапазоне чисел M = 0,7...4,0 оказываются статически неустойчивыми, поскольку их центры давления располагаются впереди центра масс.

Если ракета статически неустойчива или обладает недостаточной степенью статической устойчивости, используют различные стабилизирующие устройства. В ряде случаев они одновременно выполняют роль органов управления. Исследовано большое количество разнообразных стабилизаторов в виде оперений различных форм, щитков, кольцевых стабилизаторов, конических кормовых частей и пр.

В практике ракетостроения в качестве стабилизирующих устройств получили широкое распространение стабилизирующие поверхности крыльевого типа в виде различных оперений и расширяющиеся кормовые части, причем их могут использовать как совместно, так и раздельно. Обычно первая ступень ракеты имеет стабилизирующее устройство в виде оперения, состоящего из нескольких поверхностей крыльевого типа, а у второй и последующих ступеней роль стабилизаторов выполняют расширяющиеся кормовые части.

На рис. 3.4.25 приведены основные аэродинамические характеристики моделей идеализированных ракет с оперением и коническим стабилизатором. В данном случае аэродинамические силы были отнесены к площади поперечного сечения цилиндрического участка с наибольшим диаметром, положение центра давления измерялось от носа модели и выражено в долях ее длины. Несмотря на то, что формы ракет существенно различаются, отчетливо видны общие для всех случаев закономерности. Как правило, в дозвуковом и трансзвуковом диапазонах скоростей отмечаются наибольшие значения производной нормальной силы по углу атаки c_y^{α} и самое заднее расположение центра давления.

В сверхзвуковом диапазоне скоростей величина производной c_y^{α} для моделей со стабилизаторами крыльевого типа непрерывно уменьшается при увеличении числа M или остается почти постоянной. Одновременно с этим центр давления смещается к головной части, т.е. в сторону уменьшения устойчивости. Для модели с коническим стабилизатором уменьшения c_y^{α} не наблюдается, а центр давления смещается к кормовой части, увеличивая устойчивость ракеты.

Заметно больший коэффициент продольной силы одной из моделей с оперением, состоящим из плоских стабилизаторов, является следствием большего сопротивления головной части за счет ее затупления.

При сравнении сопротивления ракет с плоскими и коническими стабилизаторами следует учитывать величину донного сопротивления. Его величина существенно зависит от режима работы двигателей, размещенных на донном срезе ракеты. При дозвуковых и трансзвуковых скоростях, когда сопла двигателей, как правило, работают в расчетном или близком к нему режиме, на донной поверхности ракеты давление уменьшается за счет эжектирующего действия истекающих из сопл газов. Сопротивление при этом будет возрастать, и ракета с коническим стабилизатором, имеющая бóльшую площадь дна, будет проигрывать ракете, имеющей плоские стабилизаторы, не требующие увеличения донной поверхности.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

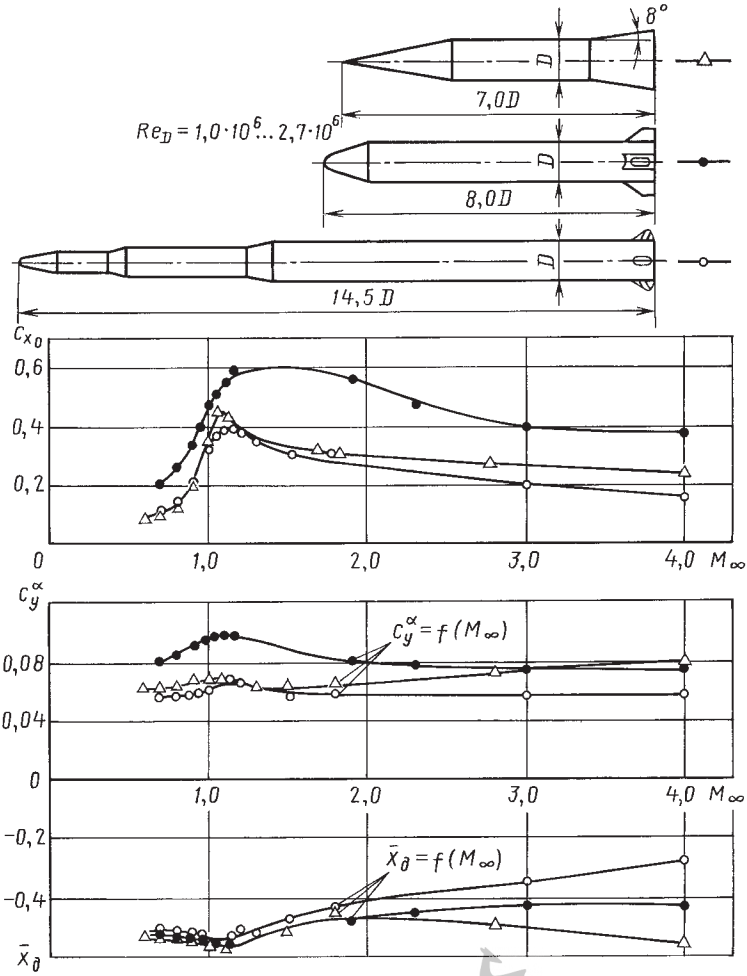


Рис. 3.4.25. Зависимости коэффициента продольной силы при $\alpha = 0°$, производной коэффициента нормальной силы по углу атаки и положения центра давления от числа M_∞ тел вращения большого удлинения с оперением и коническим стабилизатором

По мере увеличения высоты полета и падения атмосферного давления струи двигателей начинают расширяться, сливаться между собой, выходя за диаметр корпуса ракеты и взаимодействуя с набегающим внешним потоком воздуха. В результате в донной области формируется сложная картина течения, при которой на донной поверхности давление увеличивается, а донное сопротивление уменьшается. В этих условиях сопротивление ракеты с коническим стабилизатором, имеющим бóльшую площадь дна, может оказаться ниже сопротивления ракеты с цилиндрической формой кормовой части.

Изложенные выше причины обусловили использование плоских стабилизаторов крыльевого вида для увеличения устойчивости первой ступени, а конических — второй и последующих ступеней, совершающих полет только при сверхзвуковых скоростях.

В разнообразных случаях практики находят применение различные комбинации конических и плоских стабилизаторов. Весьма эффективной оказывается комбинация обтекателей сопл двигателей, расположенных на кормовой части ракеты, с плоскими стабилизаторами, установленными на этих обтекателях.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3.4.6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ

Основным параметром, определяющим эффективность оперения, расположенного на корпусе ракеты, является нормальная сила, возникающая на нем при наличии угла атаки.

На рис. 3.4.26 приведены зависимости коэффициента нормальной силы типичного оперения от угла атаки для различных чисел M и зависимость производной нормальной силы по углу атаки от числа M, которые получены из экспериментальных исследований модели с оперением и без него. Полученная величина нормальной силы, действующей на оперение, была отнесена к площади двух консолей оперения, омываемых потоком. В данном случае оперение состояло из крестообразно расположенных плоскостей, ориентированных к потоку таким образом, что одна из них лежала в плоскости углов атаки, а другая — в перпендикулярной плоскости. Такая ориентация оперения к набегающему потоку обычно называется *плюс-образной*, в отличие от *икс-образной*, которая отличается от предыдущей поворотом вокруг продольной оси тела на угол $\gamma = 45°$. В обоих случаях ориентации основные аэродинамические характеристики оперения, в том числе и нормальная сила, оказываются практически одинаковыми.

Характер изменения коэффициента нормальной силы с ростом угла атаки зависит как от геометрических параметров оперения, так и от числа M потока. Если удлинения отдельной консоли оперения больше единицы, то как при сверхзвуковых, так и при дозвуковых скоростях зависимость $c_{y_{оп}} = f(\alpha)$ оказывается практически линейной вплоть до углов атаки, соответствующих максимальному значению $c_{y_{оп}}$. Если же удлинение меньше единицы, то при дозвуковых скоростях зависимость $c_{y_{оп}} = f(\alpha)$ утрачивает линейность. При этом величина $c^{\alpha}_{y_{оп}}$ до $\alpha = 6°$ оказывается заметно меньшей, чем при больших углах атаки. Максимальное значение $c_{y_{оп}}$ при дозвуковых и трансзвуковых скоростях достигается при $\alpha > 15°$, что обеспечивает эффективную работу стабилизатора в широком диапазоне летных углов атаки.

При переходе к сверхзвуковым скоростям максимальные значения $c^{\alpha}_{y_{оп}}$ достигаются на существенно меньших углах атаки. Чем больше удлинение стабилизатора и меньше угол скоса передней кромки, тем при меньших углах атаки достигается максимальное значение $c^{\alpha}_{y_{оп}}$. Это обстоятельство следует иметь в виду при выборе формы стабилизатора для обеспечения эффективной его работы до максимально больших углов атаки при сверхзвуковых скоростях.

При заданной форме и удлинении тела вращения, на котором установлено оперение, эффективность оперения и, в первую оче-

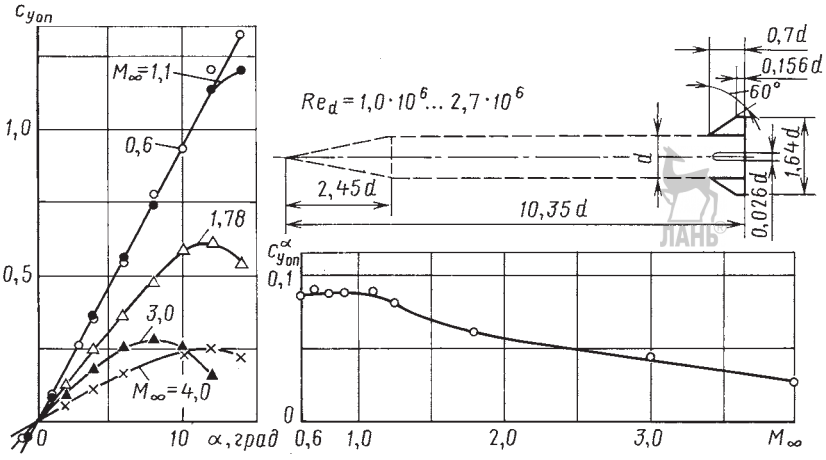


Рис. 3.4.26. Зависимости коэффициента нормальной силы оперения при различных числах M_∞ от угла атаки и производной коэффициента нормальной силы оперения по углу атаки при $\alpha = 0°$ от чисел M_∞

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

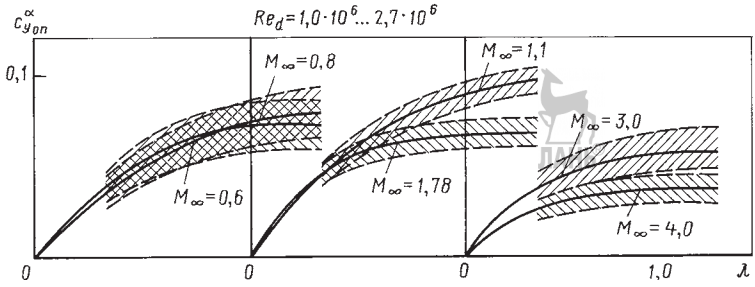


Рис. 3.4.27. Осредненные зависимости коэффициентов нормальной силы оперения по углу атаки при различных числах M_∞ и $Re_d = 1{,}0\cdot10^5...2{,}7\cdot10^6$ от величины удлинения оперения

редь, производная $c^{\alpha}_{y_{оп}}$ зависят от ряда геометрических параметров: отношения размаха оперения к диаметру тела вращения, на котором оно установлено, сужения оперения, угла скоса его передней кромки, относительной толщины и профиля оперения и его удлинения. Все они оказывают наибольшее влияние на эффективность оперения при дозвуковых и трансзвуковых скоростях. При сверхзвуковых скоростях нормальная сила оперения в основном определяется его площадью и углом атаки.

Анализ экспериментальных данных показывает, что для обычно применяемых размеров оперений наибольшее влияние на величину нормальной силы оказывает удлинение. На рис. 3.4.27 приведены зависимости производной нормальной силы оперения по углу атаки от его удлинения. Эти зависимости получены на основании обработки данных исследований тел вращения с оперениями, имеющими различные геометрические параметры. Отношение размаха оперения к диаметру тела вращения, на котором оно было установлено, изменялось от 1,64 до 1,96. Сужение оперения (отношение бортовой хорды к концевой) изменялось от 1,0 до 5,05. Угол скоса передней кромки варьировался от 0 до 60°, средняя относительная толщина участков оперения, омываемых потоком, нарастала от 3 до 11 %. При этом полуугол раствора конического кормового участка тела вращения, на котором располагалось оперение, изменялся от 8 до –4°. Экспериментальные точки получены с разбросом, который на рис. 3.4.27 обозначен штриховкой. Средние линии, проведенные внутри этих полос, свидетельствуют о том, что при дозвуковых и трансзвуковых скоростях увеличение удлинения оперения сопровождается возрастанием величины производной $c^{\alpha}_{y_{оп}}$.

При сверхзвуковых скоростях влияние удлинения проявляется только при малых его значениях. Приведенными средними зависимостями $c^{\alpha}_{y_{оп}} = f(\lambda)$ можно пользоваться для приближенного определения величины нормальной силы оперения, точку приложения которой следует располагать от носика ниже по потоку на расстоянии 25 % средней геометрической хорды консоли при дозвуковых скоростях и, соответственно, на 50 % при сверхзвуковых скоростях.

При заданной форме консолей оперения их эффективность может зависеть от формы и относительной толщины профилей консолей. Известно, что при околозвуковых скоростях эффективность уменьшается за счет возникновения срыва потока за скачком уплотнения в задней сужающейся части профиля консоли. Поэтому стабилизатор, образованный профилями с большой относительной толщиной, снижает свою эффективность при меньших дозвуковых скоростях, чем стабилизатор, образованный профилями с меньшей относительной толщиной.

Если при этом стабилизатор будет иметь клиновидный профиль, то его эффективность будет повышаться пропорционально местному углу наклона поверхности. Следует иметь в виду, что клиновидный профиль свободен от вредного влияния срывов, наблюдаемых при околозвуковых скоростях на обычных профилях. Однако при этом за счет большой площади дна по задней кромке такой стабилизатор имеет большее сопротивление.

Выше были рассмотрены суммарные аэродинамические характеристики оперения, состоящего из четырех консолей, расположенных на теле вращения большого удлинения и

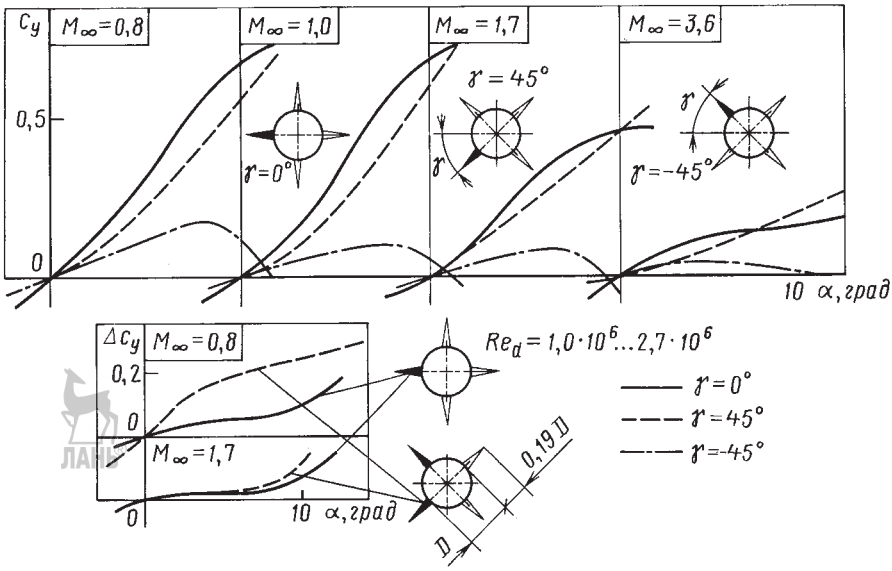


Рис. 3.4.28. Зависимости коэффициентов нормальной силы, действующей на отдельную плоскость плюс- и икс-образного оперения, от угла атаки при различных числах M_∞ и приращения коэффициента нормальной силы, возникающей на теле вращения под влиянием двух плоскостей икс- и одной плоскости плюс-образного оперения, от угла атаки при дозвуковых и сверхзвуковых числах M_∞

ориентированных по отношению к набегающему потоку плюс- или икс-образно. Распределение аэродинамической нагрузки по отдельным консолям оперения представляет практический интерес. С этой целью проведены измерения нормальной силы и момента крена, действующих непосредственно на отдельную консоль оперения, расположенную на теле вращения. Исследования показали, что силы и моменты, действующие на отдельную консоль стабилизатора, существенно зависят от расположения ее на теле вращения и ориентации к набегающему потоку (зависимость $c_y = f(\alpha)$ на рис. 3.4.28).

Наибольшие значения коэффициента нормальной силы в исследованной области углов атаки наблюдаются в случае горизонтального расположения консоли в системе плюс-образно расположенного стабилизатора. На схемах, приведенных на рис. 3.4.28, соответствующие рассматриваемые консоли оперения закрашены. В случае икс-образного стабилизатора на нижнюю консоль ($\gamma = 45°$) действует существенно большая нормальная сила, чем на верхнюю консоль ($\gamma = -45°$). У верхней консоли икс-образного стабилизатора коэффициент нормальной силы (по углам атаки) достигает максимального значения. Для нижней консоли максимальное значение c_y в исследованном диапазоне углов атаки до 14° не достигается. Данные явления связаны с тем, что нижние консоли при наличии угла атаки находятся в менее возмущенном потоке, чем верхние, которые оказываются в области сильного влияния вихревой системы на подветренной стороне тела вращения. Для исследованных случаев расположения консоли стабилизатора с ростом числа М уменьшаются производные c_y^α и угол атаки, при котором достигаются максимальные значения c_y^α консоли.

Исследования показали, что точка приложения нормальной силы находилась примерно на расстоянии 46 % размаха консоли стабилизатора от бортовой хорды, причем изменения угла атаки и числа М практически не влияли на положение центра давления. В этом случае момент крена, действующий на консоль стабилизатора, определяется только величиной нормальной силы, поэтому зависимость $m_x = f(\alpha)$ аналогична зависимости $c_y = f(\alpha)$.

Конические стабилизаторы могут с успехом использоваться для верхних ступеней РН

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

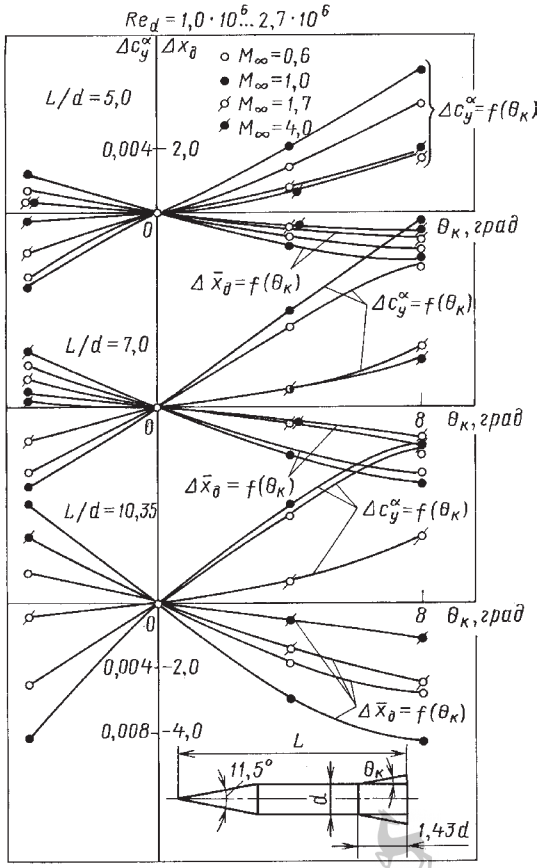


Рис. 3.4.29. Зависимости приращений производной коэффициента нормальной силы по углу атаки и положения центра давления от величины угла конического стабилизатора, установленного на теле вращения, для различных значений числа M_∞

различных классов. На рис. 3.4.29 показаны величины приращений производной нормальной силы по углу атаки и смещения положения центра давления за счет наличия конического стабилизатора на цилиндрическом теле вращения большого удлинения при сверхзвуковых и дозвуковых числах М.

Эффективность конического стабилизатора зависит от его геометрических параметров и, в первую очередь, от угла его раствора $\theta_к$. Приращение аэродинамических характеристик, вызванное наличием конического стабилизатора, оказывается меньшим при малых значениях удлинения тела вращения ($L/d \le 5$). Это явление, наиболее сильно проявляющееся при дозвуковых и трансзвуковых скоростях, связано с влиянием носовой части тела вращения. Разрежение в области перехода головной части в цилиндрическую при достаточно малой протяженности последней существенным образом ослабляет возрастание давления на коническом стабилизаторе, тем самым уменьшая приращение нормальной силы.

При достаточно большом удлинении тела и, в частности, его цилиндрического участка, давление перед коническим стабилизатором оказывается близким к статическому в набегающем потоке, и причины, уменьшающие давление на коническом стабилизаторе, отсутствуют. При сверхзвуковых скоростях разрежение в области соединения носовой части с цилиндрической оказывается существенно меньшим, что несет практическую независимость эффективности конического стабилизатора от длины тела вращения при значениях удлинения ($L/d > 5$).

3.4.7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЮЩИХ УСТРОЙСТВ

Устройства для управления полетом ракет можно условно разделить на три группы.

К *первой группе* следует отнести устройства, непосредственно использующие энергию набегающего потока, которые обычно называются аэродинамическими органами управления: всевозможные поворачивающиеся, отклоняющиеся и выдвигающиеся плоскости, щитки и стержни, а также поворачивающиеся отдельные носовые или кормовые участки ракет. В данном случае необходимые управляющие усилия создаются как за счет непосредственной аэродинамической нагрузки на самих устройствах управления, так и за счет перераспределения давления на корпусе ракеты. Поскольку эта группа устройств основана на использовании энергии набегающего потока, то эффективность их будет зависеть от величины скоростного напора. При малых его значениях (при малых скоростях или больших высотах полета) эффективность будет малой.

Ко второй группе можно отнести устройства, основанные на использовании струй,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вытекающих из поверхности корпуса ракеты. В этом случае необходимое управляющее усилие создается как за счет реакции истекающей струи, так и за счет перераспределения аэродинамической нагрузки на поверхности ракеты.

К третьей группе следует отнести устройства, непосредственно использующие энергию вытекающих газов основных или вспомогательных двигателей ракеты. Для создания необходимого управляющего усилия используют либо управление вектором тяги, либо организацию несимметричного течения в сопле двигателя, либо расположение в струе двигателя газодинамических рулей, либо поворот всего сопла двигателя.

Наибольшее распространение в первой группе управляющих устройств для ракет получили поворачивающиеся рули. Обычно они располагаются во взаимно пересекающихся плоскостях в кормовой части ракеты и выполняют роль аэродинамических рулей по тангажу, курсу и крену. В качестве примера на рис. 3.4.30 приведена зависимость приращения коэффициента нормальной силы конического тела вращения от угла отклонения двух рулевых поверхностей, расположенных перпендикулярно к плоскости углов атаки.

Экспериментальные точки, полученные при сверхзвуковых скоростях, показывают, что значения приращения коэффициента нормальной силы при $\alpha = 0°$ линейно возрастают при отклонении плоскостей до угла $\delta = 30°$. При этом увеличение относительной площади рулей сопровождается уменьшением приращения нормальной силы.

Это обстоятельство связано с тем, что наличие даже сравнительно небольших рулевых поверхностей способствует возникновению нормальной силы на кормовой части тела вращения в месте их расположения. Дальнейшее увеличение площади рулей хотя и увеличивает нормальную силу, но поскольку в данном случае коэффициент нормальной силы относился к площади двух рулевых поверхностей, то увеличение их площади вызывает кажущееся уменьшение коэффициента нормальной силы. Увеличение притупления тела вращения способствует уменьшению эффективности рулевых поверхностей за счет потери скоростного напора в прямом участке скачка уплотнения, размеры которого при увеличении притупления возрастают.

В ракетной технике в качестве управляющих устройств широкое применение нашли поворачивающиеся сопла основных

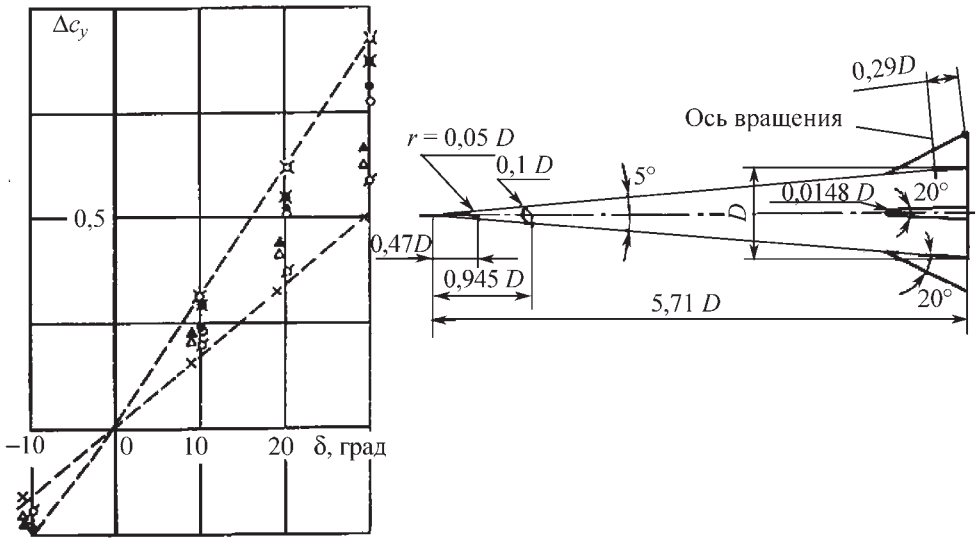


Рис. 3.4.30. Зависимость приращения коэффициента нормальной силы аэродинамических рулей от величины угла их отклонения при $M_\infty = 6{,}9$; $Re_d = 2{,}8 \cdot 10^6$:
☼ — $r = 0$, $r = 0{,}8S/\pi D^2 = 0{,}086$; ✱ — $r = 0{,}8S/\pi D^2 = 0{,}182$; ● — $r = 0$; ○ — $r = 0{,}05D$; ☼ — $r = 0{,}1D$ при $8S/\pi D^2 = 0{,}359$; ▲ — $r = 0$; △ — $r = 0{,}05D$; × — $r = 0{,}1D$ при $8S/\pi D^2 = 0{,}343$; S — площадь в плане одного руля

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

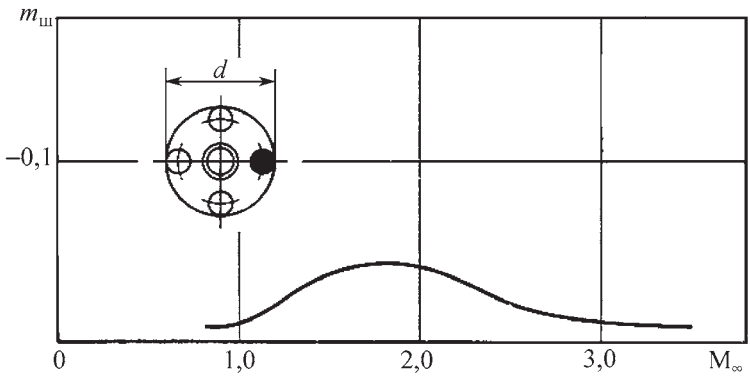


Рис. 3.4.31. Зависимость коэффициента шарнирного момента сопла двигателя от числа M_∞ при $Re_d = 1{,}0 \cdot 10^6 ... 2{,}7 \cdot 10^6$; $\alpha = -8°$; $\delta = -6{,}5°$

или вспомогательных двигателей. В случае, когда при наличии угла атаки сопла двигателей при их отклонении не выходят за габариты донной части ракеты, они не подвергаются воздействию внешнего набегающего потока. Однако в ряде случаев оси сопл двигателей располагаются вблизи периферии корпуса ракеты. Если в этом случае обтекатели сопл отсутствуют, то внешний поток воздействует на значительную часть поверхности сопл. Это воздействие внешнего потока создает высокие шарнирные моменты, что приводит к необходимости установки управляющих механизмов неприемлемо большой мощности.

В качестве примера на рис. 3.4.31 приведена зависимость коэффициента шарнирного момента, действующего на боковое сопло (черного цвета на рисунке) при наличии угла атаки и поворота сопла в его плоскости. При дозвуковых скоростях поток стекает с цилиндрического тела вращения практически параллельно его оси, поэтому площадь боковой поверхности сопла, выступающая за габариты донной части и омываемая внешним потоком, оказывается минимальной, чему соответствуют сравнительно небольшие значения коэффициента шарнирного момента. При переходе через скорость звука поток в донной части ракеты, стекающий с цилиндрического тела вращения, отклоняется к его оси. В результате увеличивается поверхность сопла, на которую воздействует внешний поток, что сопровождается ростом шарнирного момента.

При числе M = 1,6...2,0 достигается максимальное значение коэффициента шарнирного момента, т.е. когда по траектории полета некоторых классов ракет например баллистических, достигаются максимальные значения скоростного напора. Для защиты сопл от воздействия внешнего потока могут быть использованы обтекатели. Их применение не только уменьшает величину коэффициента шарнирного момента сопл, но практически может снизить его до нуля. Однако следует иметь в виду, что большие размеры обтекателей способствуют росту донного сопротивления.

3.4.8. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

Разделение ступеней ракет является общей задачей взаимодействия системы тел с внешним потоком при отсутствии или наличии струй, вытекающих из поверхности разделяющихся тел. Иногда рассматривают различные частные случаи взаимодействия: разделение тел в набегающем потоке при отсутствии струй и взаимодействие струи с преградами при отсутствии внешнего потока. Задача существенно усложняется, если система тел взаимодействует при одновременном наличии внешнего потока и струй, вытекающих из поверхности тел. Для организации процесса разделения ступеней ракет необходимо знание характера обтекания разделяющихся тел, величин суммарных аэродинамических сил, действующих на отдельные тела, и местных аэродинамических нагрузок.

Разделение ступеней ракет при отсутствии струй. При разделении последовательно расположенных ступеней ракет наблюдаются два режима обтекания (рис. 3.4.32). В начале-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

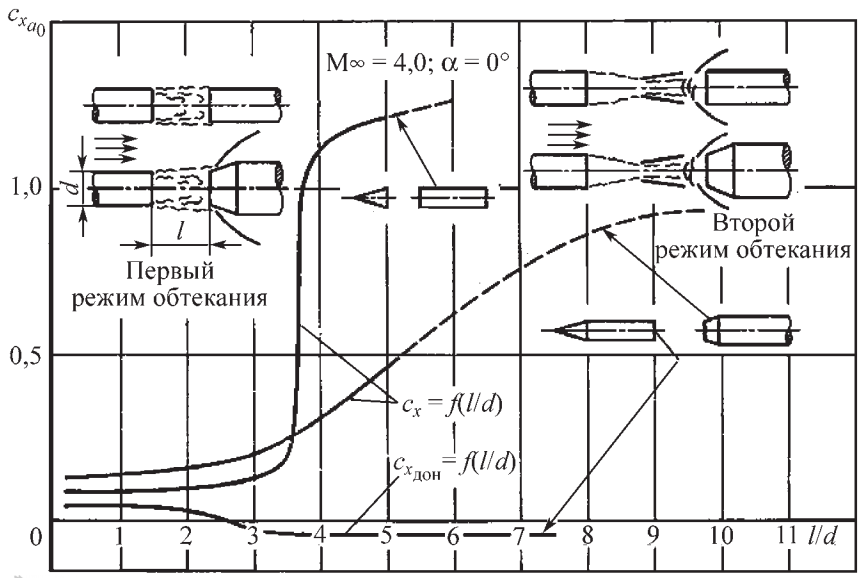


Рис. 3.4.32. Зависимость коэффициента лобового сопротивления заднего тела и донного сопротивления переднего тела от расстояния между ними при разделении в сверхзвуковом потоке и отсутствии струй

ный момент разделения пограничный слой, срываясь с кормовой части уходящей вперед ступени, заполняет пространство между ступенями. Внешний поток обтекает образовавшееся пространство с замкнутым течением как жесткое продолжение передней ступени, что исключает возможность изменения обтекания отбрасываемой ступени. В результате ее сопротивление при малых значениях относительного расстояния l/d практически не изменяется. При этом характер зависимости коэффициента лобового сопротивления от расстояния между ступенями $c_{xa_o} = f(l/d)$ существенно зависит от формы разделяющихся ступеней.

В случае *стыкпеней* с одинаковым диаметром при относительном расстоянии l/d большем 3,5 наблюдается резкое увеличение сопротивления отбрасываемой ступени. Так, на достаточно больших расстояниях в спутном потоке между ступенями достигается звуковая скорость и перед торцом отбрасываемой ступени образуется система прямых скачков уплотнения. Если же отбрасываемая ступень имеет больший диаметр, то ее сопротивление плавно увеличивается по мере увеличения расстояния между ступенями. В этом случае перед плоским торцом отбрасываемой ступени бóльшего диаметра образуется зона отрыва, которая уменьшает сопротивление торца. Дальнейшее увеличение расстояния между ступенями усиливает этот процесс, и рост сопротивления замедляется.

Возрастание сопротивления, которое наблюдается при еще бóльших значениях l/d, уже связано с постепенным формированием скачков уплотнения, замыкающих «жидкий конус» перед отбрасываемой ступенью в отсоединенную головную волну, соответствующую обтеканию плоского торца. В связи с влиянием спутной струи на большие расстояния процесс формирования отсоединенной головной волны оказывается, в определенной степени, асимптотическим.

При углах атаки, отличных от нуля, характер изменения сопротивления отбрасываемой ступени в функции расстояния между ступенями является качественно таким же, как и при $\alpha = 0°$. Отличие заключается в том, что при наличии угла атаки нарастание сопротивления оказывается бóльшим.

Разделение ступеней ракет при наличии струй. Характер обтекания последовательно расположенных разделяющихся ступеней ракеты существенно изменяется при наличии струй, вытекающих из донного среза уходящей (передней) ступени. Рассмотрим простейший случай разделения в сверхзвуковом потоке ступеней ракеты одного диа-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

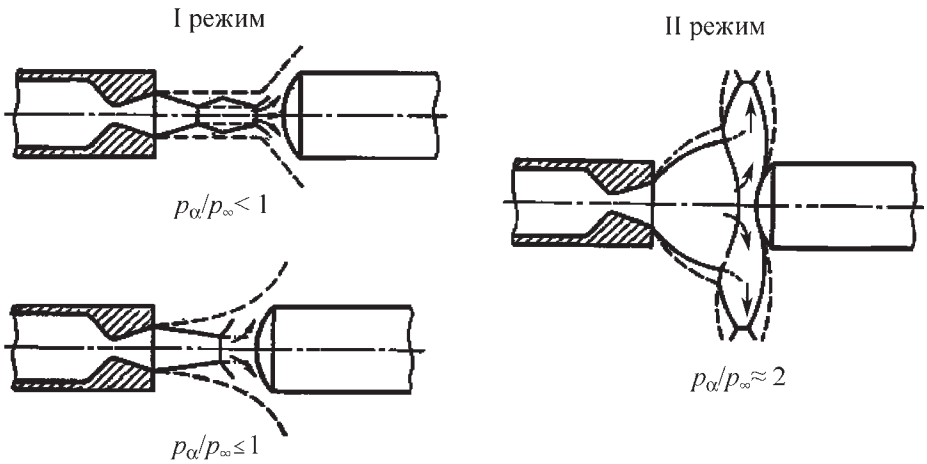


Рис. 3.4.33. Схемы обтекания разделяющихся в сверхзвуковом потоке тел вращения при наличии струи, вытекающей из переднего тела:
——— скачки уплотнения в струе; — — — граница струи; — · — · — линия тангенциального разрыва; → — линия тока

метра при истечении из донного среза передней ступени единичной сверхзвуковой струи (рис. 3.4.33).

При малых степенях нерасчетности струи (отношение давления p_α на срезе сопла двигателя к давлению p_∞ в невозмущенном потоке) наблюдаются два режима течения. Для первого режима (при $p_\alpha / p_\infty \le 1$) характерным является периодическое строение струи и безотрывное обтекание передней части отбрасываемой ступени. При достижении некоторого критического значения отношения p_α / p_∞ наблюдается скачкообразное изменение картины течения: происходит отрыв потока на передней части отбрасываемой ступени, и образуется кольцевая радиальная струя.

Дальнейшее увеличение степени нерасчетности струи сопровождается изменением характера обтекания передней отбрасываемой ступени. Форма головного скачка уплотнения, имеющая вначале кривизну, обратную кривизне выпуклой преграды, при увеличении степени нерасчетности принимает вид, аналогичный форме скачка уплотнения в равномерном сверхзвуковом потоке, когда выпуклая сторона обращена от преграды.

С увеличением Mα (M струи в выходном сечении сопла) течение перестраивается при меньших значениях p_α / p_∞, но при этом следует иметь в виду, что большое влияние на эти явления оказывает отношение выходного диаметра d_α сопла, из которого истекает струя, к диаметру d ступени. Следует отметить, что при увеличении p_α / p_∞ головной скачок уплотнения стремится занять некоторое крайнее положение, которое при дальнейшем увеличении p_α / p_∞ остается неизменным. При существенном увеличении размеров сопла и струи по сравнению с диаметром отбрасываемой ступени, характер обтекания плоского и вогнутого торца будет подобен характеру его обтекания равномерным сверхзвуковым потоком.

В общем случае распределение давления по лобовой поверхности отбрасываемой ступени зависит от газодинамических параметров внешнего сверхзвукового потока и струи, а также геометрических параметров сопла и обтекаемой отбрасываемой ступени.

Расстояние $\bar{x}_o$ между выходным сечением сопла и отбрасываемой ступенью является одним из основных параметров, определяющих силовое воздействие струи на ее лобовую поверхность (рис. 3.4.34). По мере увеличения расстояния $\bar{x}_o$ уровень давления на лобовой поверхности отбрасываемой ступени уменьшается, что вызвано увеличением M_j в поле течения недорасширенной ($p_\alpha / p_\infty < 1{,}0$) струи при увеличении $\bar{x}_o$ и увеличением потерь в головном скачке уплотнения. Кроме того, с увеличением $\bar{x}_o$ уменьшается и неравномерность распределения давления по лобовой поверхности, что связано с уменьшением

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

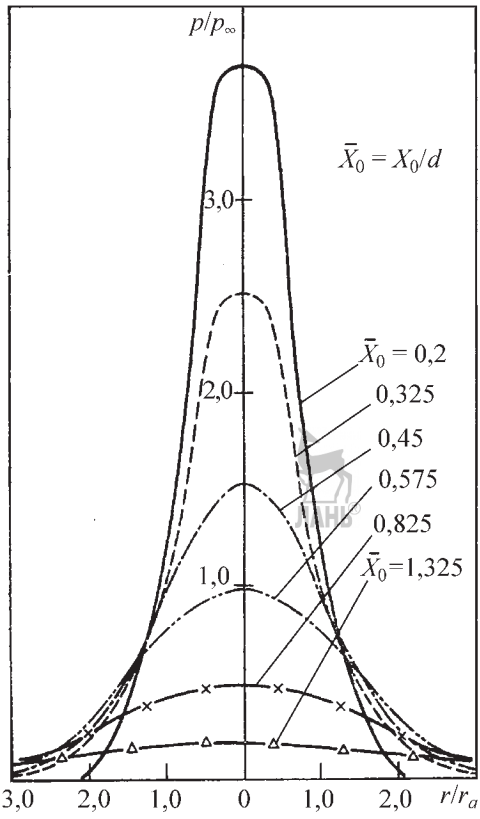


Рис. 3.4.34. Распределение относительного давления p/p_∞ по лобовой поверхности заднего тела при различных относительных расстояниях x_0 между разделяющимися телами вращения в сверхзвуковом потоке при M_∞ = = 7,0; M_a = 2,0; d_∞/d = 0,26; θ'_a = 15°; α = 0°; p_a/p_∞ > 300; æ = 1,4; θ_a — угол полуоборота конического сопла на срезе

неравномерности распределения параметров в поле течения струи.

При больших расстояниях $\bar{x}_0$ наступает момент, когда струя перестает влиять на распределение давления по отбрасываемой ступени, а силы, действующие на нее, будут определяться только параметрами набегающего потока.

С изменением угла атаки отбрасываемой ступени характер и величина распределения давления по ее лобовой поверхности практически не изменяются, а вся кривая смещается в сторону, противоположную направлению изменения угла атаки.

Аэродинамические коэффициенты отбрасываемой ступени, обтекаемой сверхзвуковой струей, при наличии набегающего сверхзвукового потока определяются теми же параметрами, что и распределение давления. Величина отношения p_α/p_∞ определяется величиной полного давления p_{0j} в струе, и в зависимости от конструкции и назначения ЛА может колебаться от нескольких до десятков тысяч единиц. При умеренных значениях степени нерасчетности $p_\alpha/p_\infty < 100$) ее увеличение оказывает некоторое влияние на величины аэродинамических характеристик отбрасываемой ступени. При больших степенях нерасчетности ($p_\alpha/p_\infty > 100$) аэродинамические коэффициенты стремятся к некоторому пределу, после которого практически не зависят от параметра p_α/p_∞.

Это позволяет на экспериментальных установках моделировать условия натуры. Изменение M_α в выходном сечении сопла практически не меняет характера изменения аэродинамических характеристик отбрасываемой ступени. Однако по абсолютной величине аэродинамические коэффициенты c_{xj}, c_{yj}, m_{zj}, обусловленные струей двигателя, тем больше, чем больше M_a.

Сравнение зависимостей $c_{x\infty}$, $c_{y\infty}$, $m_{z\infty}$ = = $f(\alpha')$, полученных при обтекании отбрасываемой ступени сверхзвуковой струей и зависимостей $c_{x\infty}$, $c_{y\infty}$, $m_{z\infty} = f(\alpha')$, полученных при обтекании отбрасываемой ступени, равномерным сверхзвуковым потоком показывает, что их характер практически одинаков для случая обтекания отбрасываемой ступени равномерным потоком и струей при $\bar{x}_0 > 1{,}1$ (рис. 3.4.35). В данном случае при вычислении аэродинамических коэффициентов силы и моменты отнесены к скоростному напору набегающего потока q_∞. Коэффициент m_z рассчитывался относительно носика лобовой поверхности заднего тела.

Увеличение нелинейности зависимостей $c_{y\infty}$ и $m_{z\infty}$ при $\bar{x}_0 < 1{,}1$ объясняется частичным выходом ступени за пределы струи при больших углах атаки и достигнутых величинах в опытах степени нерасчетности струи. Таким образом, характер изменения аэродинамических характеристик отбрасываемой ступени практически одинаков при обтекании ее как равномерным сверхзвуковым потоком, так и сверхзвуковой сильно недорасширенной струей для случаев, когда при заданных углах атаки и расстояниях до сопла $\bar{x}_0$ отбрасываемая ступень находится в потоке струи.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

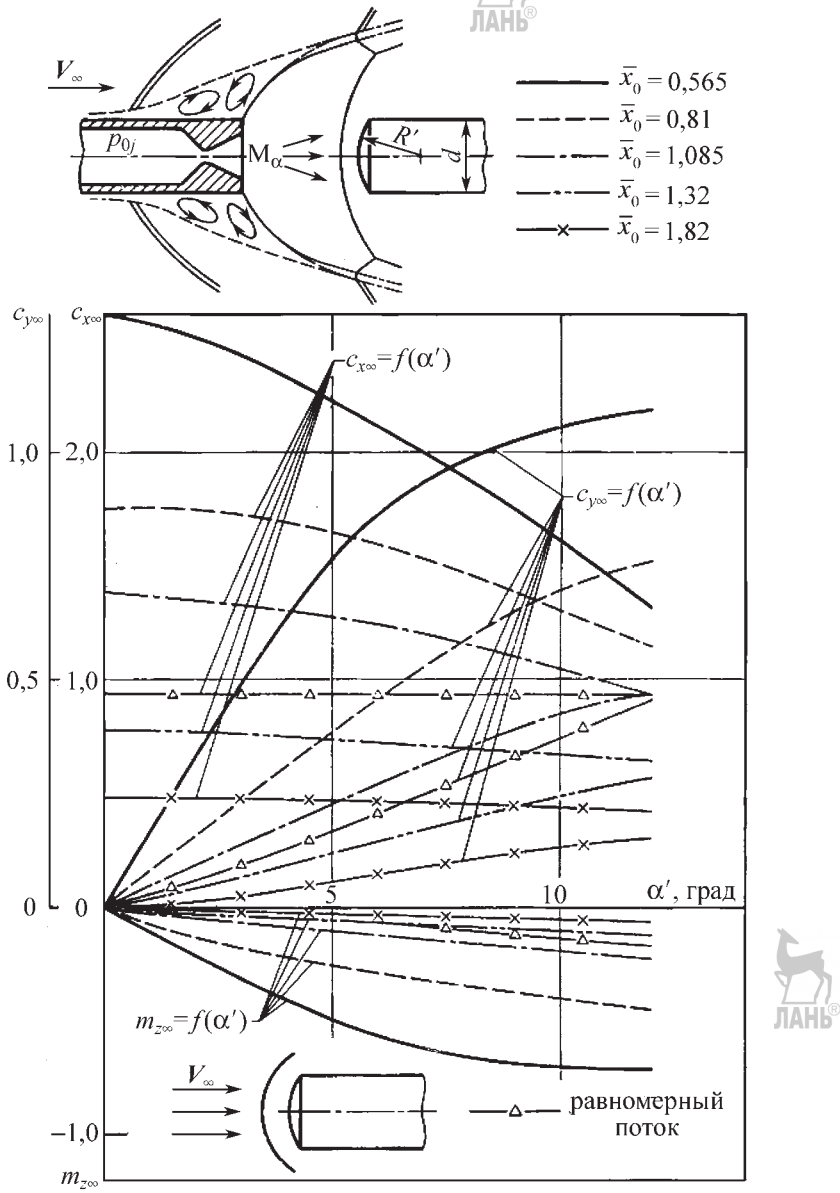


Рис. 3.4.35. Зависимости коэффициентов продольной и нормальной силы и коэффициента момента тангажа от угла атаки заднего тела при его отделении в поле течения сильно недорасширенной струи и в равномерном потоке при $M_\infty = 6{,}0$; $M_\alpha = 2{,}0$; $R'/d = 0{,}5$; $p_\alpha/p_\infty > 467$; æ = 1,4

3.4.9. КРУГОВЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ

После выгорания топлива часть баллистической ракеты от нее отделяется. Кроме того, при подъеме в высоких слоях атмосферы при уменьшении величины скоростного напора от ракеты отделяются обтекатели и панели, предохранявшие соответствующие агрегаты от воздействия потока. Отделяемые в полете части баллистических ракет совершают неуправляемый полет и представляют определенную

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

опасность для людей и инженерных сооружений в зоне их падения.

Для предупреждения подобной опасности необходимо уметь рассчитывать траекторию полета таких элементов и места их падения. Это требует знания аэродинамических характеристик отделяемых частей в широком диапазоне углов атаки и скольжения как при сверхзвуковых, так и при дозвуковых скоростях. Задача несколько облегчается тем, что форма ускорителей баллистических ракет близка к цилиндрической, а обтекатели и панели обычно представляют собой цилиндрические или конические поверхности.

Аэродинамические характеристики цилиндров при круговом обтекании. При обтекании цилиндрического тела конечной длины аэродинамические силы, действующие на него, складываются из сил, действующих на лобовой торец, боковую поверхность и донный торец цилиндра. Эти силы возникают под действием различных аэродинамических факторов, поэтому оказываются весьма различными не только по величине, но и по характеру изменения от углов атаки, M и Re.

Лобовое сопротивление торца цилиндра целиком определяется силами давления, так как силы трения при нормальном к торцу направлении вектора скорости набегающего потока оказываются касательными, не вызывающими сопротивления. Последнее обстоятельство является одной из причин, из-за которой лобовое сопротивление плоского торца, с острыми кромками при переходе на боковую цилиндрическую поверхность, не зависит от Re. Однако как только форма торца и места соединения его с боковой поверхностью изменяются, например, форма торца становится выпуклой, числа Рейнолдса в той или иной мере начинают влиять на его лобовое сопротивление.

На рис. 3.4.36 приведена зависимость коэффициента лобового сопротивления плоского торца цилиндра от M_∞. Наибольшее возрастание сопротивления наблюдается при трансзвуковых скоростях. При переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям коэффициент лобового сопротивления возрастает почти в два раза. В сверхзвуковом диапазоне скоростей лобовое сопротивление торца изменяется весьма слабо. Некоторое увеличение лобового сопротивления в диапазоне небольших углов атаки (до $\alpha < 10°$) связано с ростом давления торможения на торцевой части цилиндра из-за деформации формы головной волны.

В случае плоской формы торца цилиндра силы давления, действующие на его переднюю часть при наличии положительного угла атаки, вызывают отрицательную подъемную силу, что всегда обеспечивает возникновение восстанавливающего продольного момента.

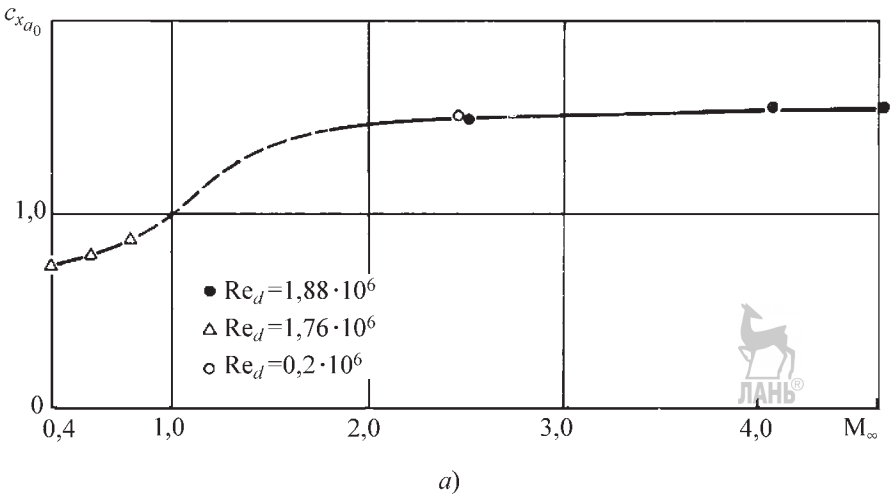
Характер продольного обтекания цилиндра с плоским торцом существенно различается при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

Схема обтекания, показанная на рис. 3.4.37, основана на экспериментальных исследованиях распределения давления по поверхности цилиндра и оптических исследованиях [1]. Поток отрывается с передней кромки цилиндра при всех скоростях. На дозвуковых скоростях сорвавшийся поток переходит ниже по течению от угловой кромки в вихревую пелену. Под этой возмущенной пеленой он присоединяется к поверхности цилиндра, в результате чего получается закрытая срывная зона на передней части цилиндра в виде вытянутого «пузыря» (рис. 3.4.37, *а*). При трансзвуковых скоростях потока на внешней границе «пузыря» достигаются местные сверхзвуковые скорости, в месте присоединения потока к поверхности цилиндра возникает скачок уплотнения (рис. 3.4.37, *б*). Переход к сверхзвуковым скоростям сопровождается значительным сокращением срывной зоны (рис. 3.4.37, *в*).

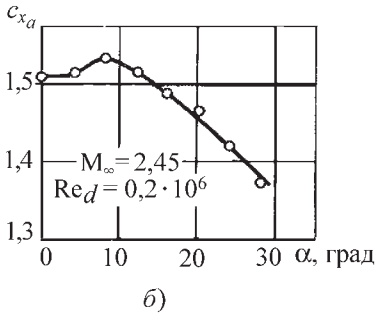
Зависимости распределения давления вдоль цилиндра $c_p = f(x/d)$ для различных чисел Маха представлены на рис. 3.4.38.

При M = 0,95 протяженность зоны срыва, в которой величина разрежения оказывается практически постоянной, составляет примерно 1,5 диаметра цилиндра. При M = 1,1 протяженность области постоянного давления составляет уже около 0,5*d*. Из приведенной диаграммы видно, что на околозвуковых скоростях от M = 0,9 до M = 1,2 имеет место явление гистерезиса в распределении давления вдоль цилиндра. При увеличении M обтекание цилиндра с образованием вытянутого «пузыря» происходит до M = 1,15. После этого течение скачком перестраивается, и срывная зона принимает форму короткого «пузыря». При уменьшении M от сверхзвуковых величин до M = 0,9 сохраняется течение с короткой срывной зоной, но при дальнейшем уменьшении M появляется удлиненная срывная зона. Обтекание цилиндра с малой срывной зоной сопровождается большими разрежениями в этой зоне, и давления восстанавливаются более интенсивно.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



а)



б)

Рис. 3.4.36. Сопротивление давления торца цилиндра в зависимости от числа M_∞ (*а*) и угла атаки α (*б*)

Увеличение Re_d способствует некоторому сокращению длины сорванной зоны и увеличению разрежения в ней.

Наличие угла атаки изменяет картину обтекания цилиндра. В этом случае пограничный слой, развивающийся на плоском торце, отрывается от его боковой кромки и присоединяется к поверхности цилиндра на наветренной стороне ближе к торцу, чем при $\alpha = 0°$, и дальше от торца на подветренной стороне. Непри-

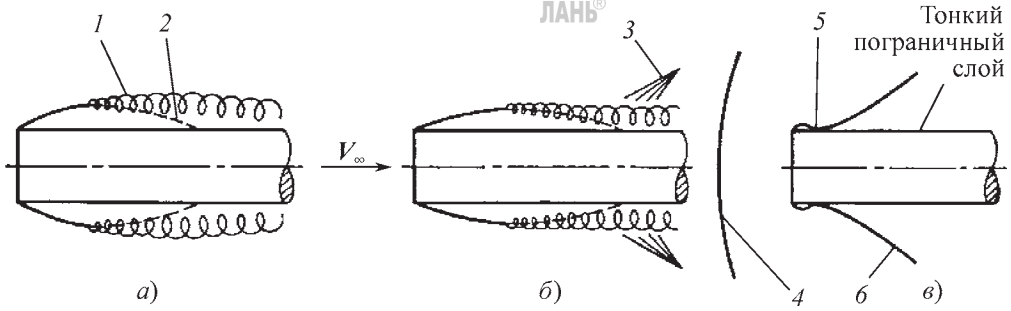


Рис. 3.4.37. Схема продольного обтекания передней части цилиндра с плоским торцом при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях:

а — дозвуковой; *б* — трансзвуковой; *в* — сверхзвуковой; *1* — начало образования турбулентной вихревой пелены; *2* — средняя линия тока; *3* — скачок уплотнения; *4* — головная ударная волна; *5* — присоединение потока; *6* — скачок уплотнения от точки присоединения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

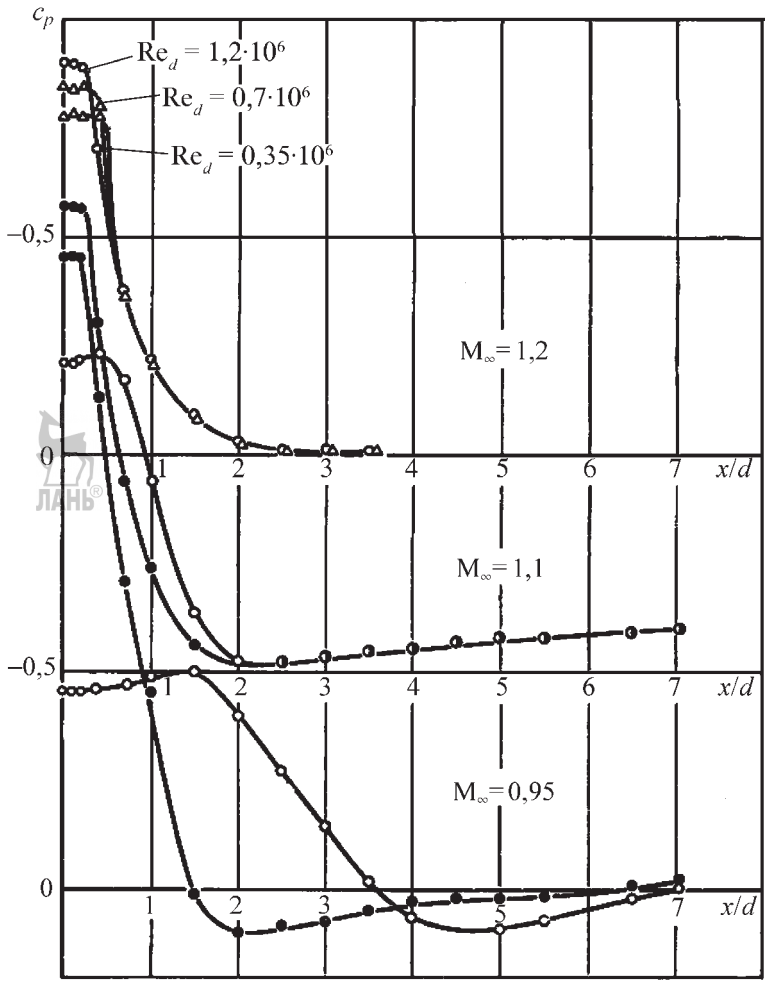


Рис. 3.4.38. Распределение давления вдоль цилиндра при $\alpha = 0°$ и наличии гистерезиса
○ — M_∞ увеличивается; ● — M_∞ уменьшается

соединившийся к поверхности цилиндра слой движется вниз по потоку приблизительно в направлении невозмущенного потока.

В соответствии с характером продольного обтекания цилиндра формируются силы, действующие на его боковую поверхность при наличии угла атаки. На рис. 3.4.39 приведены зависимости распределения коэффициента нормальной силы по длине цилиндра при различных углах атаки.

При дозвуковых скоростях на передней части цилиндрической поверхности возникает отрицательная нормальная сила. Увеличение α и M способствует сокращению участка цилиндрической поверхности, на котором действует отрицательная нормальная сила. При M > 1,0 зоны с отрицательной нормальной силой не наблюдается. Максимумы положительных нагрузок при дозвуковых скоростях располагаются на расстоянии от одного до двух калибров от торца цилиндра и примерно на расстоянии 0,5 калибра при сверхзвуковых скоростях. И в том и другом случаях увеличение угла атаки сопровождается увеличением положительной нормальной силы.

Наблюдаемые закономерности свидетельствуют о том, что, с одной стороны, при дозвуковых скоростях и малых углах атаки цилиндрическое тело вращения с плоским торцом обладает большей степенью продольной статической устойчивости, чем при

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

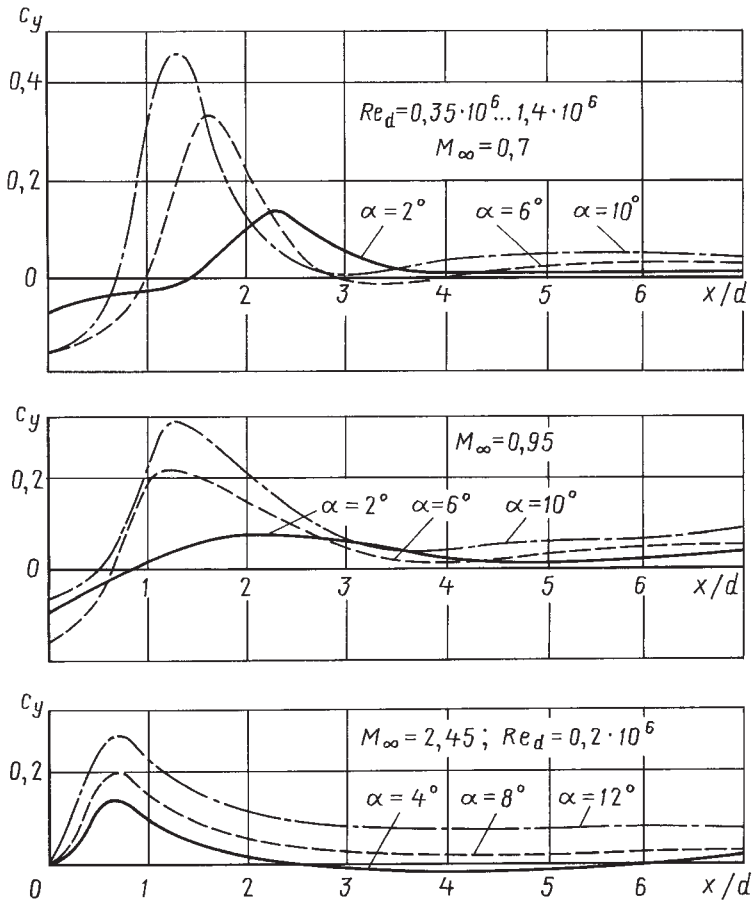


Рис. 3.4.39. Распределение местных коэффициентов нормальной силы вдоль цилиндра при дозвуковых и сверхзвуковых чилах M_∞

сверхзвуковых скоростях, так как при этом центр давления перемещается к торцевой части цилиндра.

С другой стороны, увеличение угла атаки при дозвуковых скоростях оказывает противоположное действие, смещая положение центра давления вперед и уменьшая степень продольной устойчивости.

Как уже отмечалось выше, характер обтекания и аэродинамические характеристики цилиндрического тела вращения с плоским торцом зависят от большого количества факторов, которые не всегда могут моделироваться при экспериментальных исследованиях. Кроме того, сами условия аэродинамического эксперимента могут существенно искажать аэродинамические характеристики исследуемых цилиндрических тел. Несмотря на кажущуюся простоту цилиндрического тела, получение надежных и однозначных аэродинамических характеристик представляет весьма сложную экспериментальную задачу. Косвенным подтверждением этого является сравнение результатов экспериментов, полученных в различных АДТ.

Особую остроту эта проблема приобретает при попытках определения аэродинамических характеристик цилиндрических тел вращения различного удлинения при круговом обтекании, т.е. в диапазоне изменения углов атаки от 0 до 90°. Чтобы получить общее представление об изменении аэродинамических характеристик для этого случая, неизбежно приходится использовать осреднение полученных в эксперименте результатов с последующим корректированием их по уже имеющимся данным для крайних и наиболее определенных случаев об-

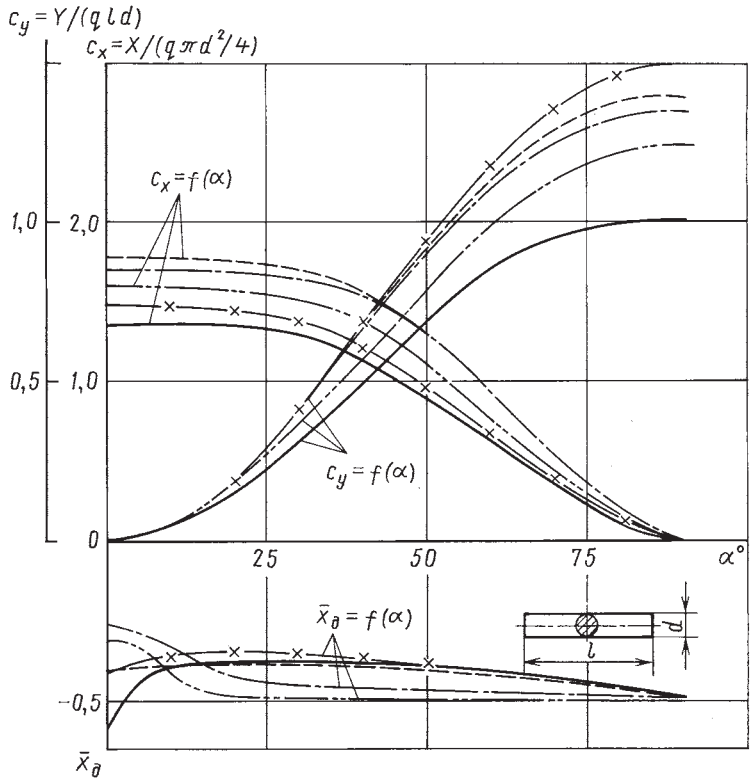


Рис. 3.4.40. Зависимости коэффициентов продольной и нормальной силы и положения центра давления от угла атаки для цилиндра конечной длины при круговом обтекании и различных чисел M_∞

текания, какими являются продольное и поперечное обтекание цилиндрических тел.

На основании большого количества экспериментальных исследований получены осредненные зависимости, приведенные на рис. 3.4.40. Чтобы в какой-то мере исключить или уменьшить влияние удлинения цилиндров, продольная сила относилась к площади поперечного сечения цилиндра, а нормальная сила — к площади продольного сечения. Полученные таким образом зависимости осреднялись для данного M. Приведенные зависимости c_x, c_y и $\bar{x}_д = f(\alpha)$ могут быть использованы для оценки аэродинамических характеристик круговых цилиндров $l/d =$ 4...10 с плоским торцом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Stanbrook A.** Experimental Pressure Distribution on a Plane-Nosed Cylindes at Sybsonic and Transonic Speeds // Aeronaut. Res. Council Repts. and Mem. 1966. № 3425. P. 18.

3.4.10. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ И КОНИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК ПРИ КРУГОВОМ ОБТЕКАНИИ

На практике встречают различные формы оболочек или поверхностей, обтекаемых воздушными и газовыми потоками. Для простоты рассмотрим тонкие оболочки, толщина которых практически не влияет на аэродинамические характеристики. В случае цилиндрических оболочек это условие позволяет исключить рассмотрение величины продольной силы из-за ее малости, так как она определяется только силами трения.

На рис. 3.4.41 приведены зависимости c_y и $\bar{x}_д = f(\alpha)$ для выпуклых и вогнутых цилиндрических оболочек, полученные в результате осреднения большого количества экспериментальных данных [1–3]. Удлинение оболочек изменялось $l/h =$ 1,0...0,4. По отношению к набегающему потоку оболочки располагались таким образом, что плоскость, проходящая че-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

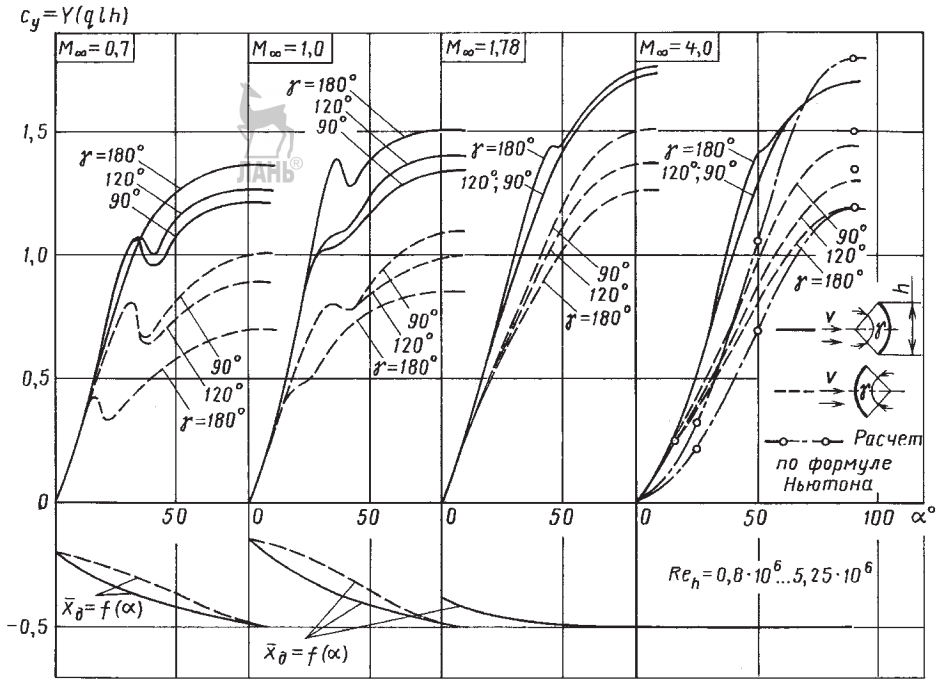


Рис. 3.4.41. Зависимости коэффициентов нормальной силы и положения центра давления для цилиндрических оболочек при круговом обтекании и различных числах M_∞

рез их боковые кромки (через боковые прямолинейные образующие цилиндрической поверхности), всегда была нормальна к плоскости угла атаки. Величина угла атаки измерялась между вектором скорости и этой плоскостью. В целях исключения влияния удлинения нормальная сила относилась к площади проекции оболочек на рассматриваемую плоскость. Положение центра давления отсчитывалось от передней кромки оболочки и выражалось в долях ее длины l.

Исследования показывают, что такого рода оболочки или поверхности обтекаются пространственным потоком, в котором происходит сложное взаимодействие вихревых систем, областей срыва и местных сверхзвуковых зон. В частности, в диапазоне дозвуковых и трансзвуковых скоростей в зависимостях $c_y = f(\alpha)$ наблюдаются два максимума. Такой вид зависимостей оказывается характерным не только для цилиндрических, но и для плоских поверхностей или тонких крыльев малого удлинения.

При сверхзвуковых скоростях нормальная сила в основном определяется силами давления на наветренную сторону оболочки, и зависимость $c_y = f(\alpha)$ становится более плавной. Расчет по формуле Ньютона ($c_y = f(\alpha)$ при M = 4,0) дает близкие к экспериментальным данным значения, но естественно завышенные при больших углах атаки и заниженные при малых.

В качестве сравнительного примера на рис. 3.4.42 приведены зависимости c_x, c_y и $\bar{x}_д$ от угла атаки для оболочки конической формы. Ориентация к набегающему потоку и определение угла атаки аналогичны случаю с цилиндрическими оболочками. Аэродинамические силы и моменты относились также к площади проекции оболочки на плоскость, проходящую через ее боковые кромки (через боковые прямолинейные образующие конической поверхности). Положение центра давления отсчитывалось от носка конической оболочки и выражалось в долях ее длины. Несмотря на кажущуюся бóльшую сложность формы конической поверхности по сравнению с цилиндрической, ее аэродинамические характеристики изменяются более монотонно как по числам M, так и по углам атаки.

Приведенными зависимостями (рис. 3.4.41 и 3.4.42) можно пользоваться для оценки аэродинамических характеристик поверхностей

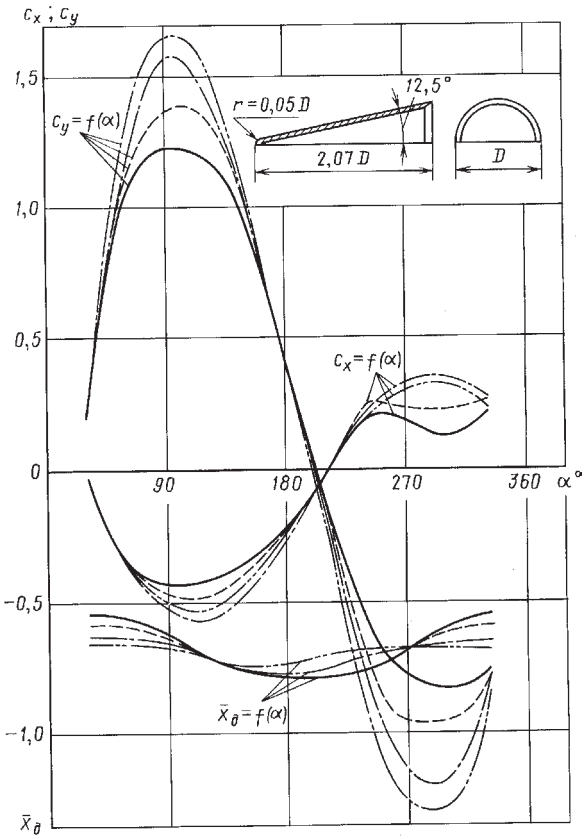


Рис. 3.4.42. Зависимости коэффициентов продольной и нормальной силы и положения центра давления для полуконической оболочки при круговом обтекании и различных числах M_∞

цилиндрической и конической формы с соответствующими геометрическими параметрами. На практике используются разные комбинации цилиндрических и конических поверхностей, а также другие формы. Сложность характера обтекания и своеобразие аэродинамических характеристик заставляют в каждом конкретном случае проводить экспериментальное определение их характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Петров К.П.** Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.

2. **Петров К.П.** Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.

3. **Петров К.П.** Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 272 с.

3.4.11. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ В ПРОЦЕССЕ ОТДЕЛЕНИЯ СТВОРОК ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ

В последние годы при строительстве МКС встал вопрос о необходимости повышения энергетических характетик РН «Союз» без ее конструктивных доработок в целях увеличения массы выводимых ею *космических кораблей* (*КК*) «Союз» и «Прогресс». Аналогичная проблема возникает и при решении задач запуска КА нового поколения на существующих РН в связи с устойчивой тенденцией роста массы аппаратов.

Одним из направлений повышения энергетики существующих РН является оптимизация траекторий выведения, приводящая к более раннему сбросу ГО, что сопровождается увеличением силового и теплового воздействий аэродинамического потока на полезные грузы.

Поскольку КК и КА проектируются с учетом аэрогазодинамических и тепловых воздействий, характерных для полета в условиях космического пространства (малые скоростные напоры q), требуются достоверное их прогнозирование для условий раннего сброса головного обтекателя, повышенных q и подтверждение их допустимости для аппаратов.

Исследования по рассматриваемой проблеме начаты в 1991 г. при разработке *грузового транспортного контейнера* (*ГТК*) ракетно-космической системы «Энергия» (рис. 3.4.43 и 3.4.44). Проведенные на этой стадии эксперименты на маломасштабной модели в аэродинамической трубе выявили очень сложный характер течения в пространстве между раскрывающимися створками головного обтекателя и поверхностью КА. Отмечены следующие особенности:

1. В поле течения носовой части модели возникает система интерферирующих между собой косых скачков уплотнения;

2. Статическое давление на носовой части модели в два и более раза превышает давление торможения за прямым скачком уплотнения в невозмущенном потоке;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

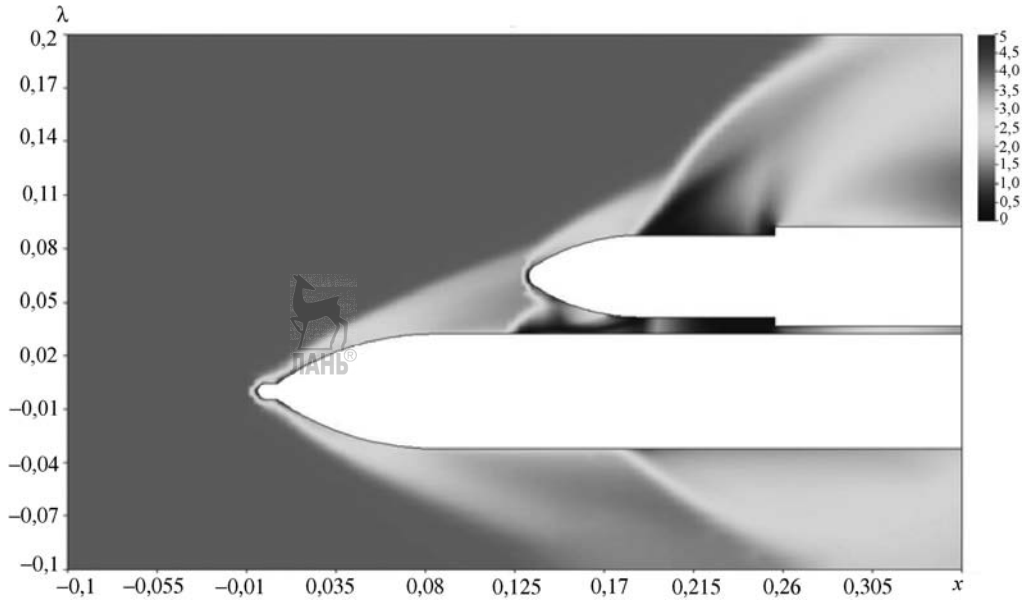


Рис. 3.4.43. Картина обтекания грузового контейнера

3. При определенных углах раскрытия створок наблюдаются интенсивные пульсации скачков уплотнения и давления на поверхности, обусловленные расходными колебаниями газа в зазоре между створками.

Полученная в этих исследованиях информация использована для формирования комплексного подхода к решению задачи определения газодинамического воздействия на КА, в том числе, в процессе отделения створок головного обтекателя, который предусматривает следующие этапы:

• анализ кинематических параметров движения створок в процессе отделения и обоснование возможности исследования течения в квазистационарной постановке;

• проведение предварительных численных исследований течения с использованием существующего *программного обеспечения* (*ПО*);

• выявление элементов конструкции КК, критичных к повышенным силовым и тепловым воздействиям;

• проведение экспериментальных исследований распределения давления на маломасштабных моделях в АДТ;

• проведение натурных измерений в полете на РН;

• исследование в АДТ несущей способности элементов конструкции КК, наиболее критичных к аэродинамическому воздействию;

• совместный анализ всей полученной информации для верификации воздействий на КК в полете.

Примером реализации такого подхода являются исследования воздействия набегающего потока на корабли «Прогресс» и «Союз» в процессе сброса створок головного обтекателя.

Отделение створок головного обтекателя РН «Союз» происходило на высоте порядка 80 км при числе Маха набегающего потока M = 7,8. Угол атаки РН изменялся в диапазоне $\alpha = 5...10°$. При этом расчетное значение скоростного напора составляло от 40 до 120...150 Па. Максимальная угловая скорость движения створок при отделении не превышала 85 °/с. Проведенный анализ показал, что при таких условиях можно проводить исследования течения в квазистационарной постановке при фиксированном угловом положении створок, что значительно упрощает решение задачи.

Для численных исследований использовалась универсальная прикладная система моделирования сложных трехмерных течений Aeroshape-3D. Предварительно были проведены тестовые расчеты и сравнение их итогов с экспериментальными данными для конфигурации, показанной на рис. 3.4.43. Отдельные результаты этого анализа представлены на рис. 3.4.45.

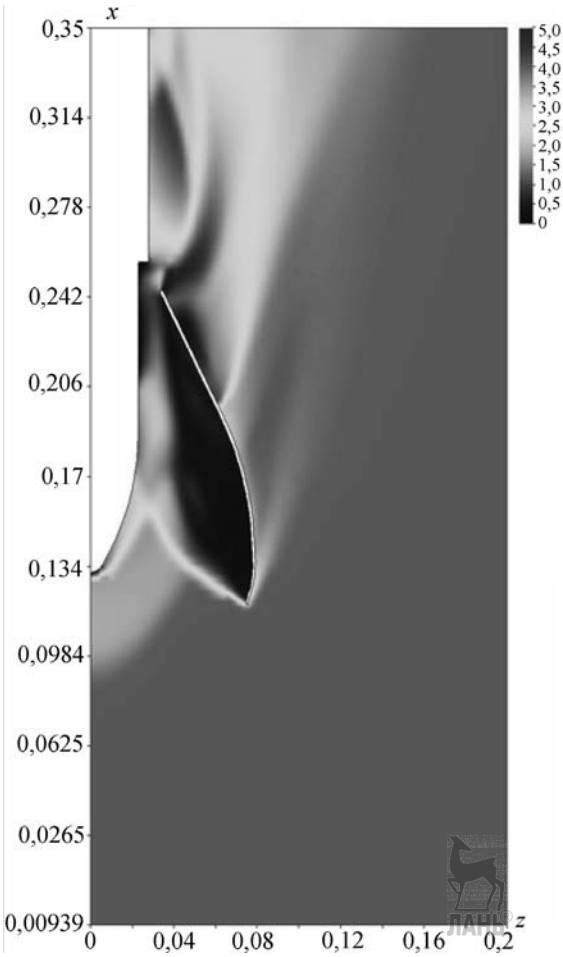
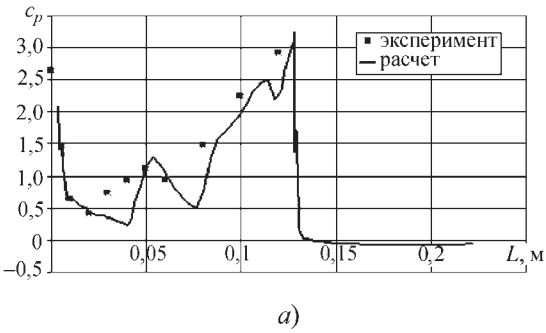


Рис. 3.4.44. Картина обтекания створки грузового контейнера

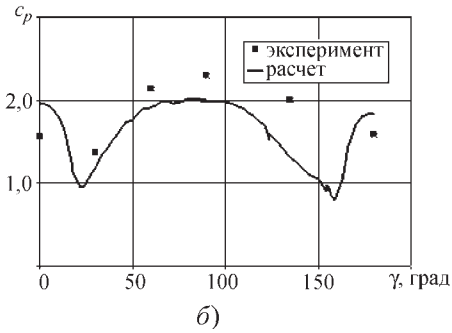
Сравнение показало, что выбранное ПО правильно отражает основные физические особенности течения в зазоре между створками и КК при разных углах поворота створок. Численные исследования выявили также значительное влияние на течение величины зазора между корпусом блока и корневым сечением отделяющихся створок, что оказалось очень важным для правильного воспроизведения узлов разворота створок на аэродинамических моделях.

Расчеты для случая отделения створок РН «Союз» с кораблями «Прогресс» и «Союз» (рис. 3.4.46) выявили зоны и уровни повышенных тепловых воздействий, статических давлений и перепадов давлений на элементах конструкции кораблей. С использованием этих данных проведены расчеты нагружения конструкции кораблей и определены элементы, критичные к повышенному тепловому и силовому воздействиям. По результатам модельных испытаний и расчетных исследований получена вся необходимая информация для их прогнозирования на КК «Прогресс» и «Союз» в полете при сбросе створок головного обтекателя. При этом выявлены следующие основные особенности:

1. В пространстве между корпусом КК и створками головного обтекателя формируется сложное нестационарное течение, при котором головная ударная волна от КК взаимодействует с косыми скачками уплотнения от створок. Образуются дополнительные скачки уплотне-



а)



б)

Рис. 3.4.45. Сравнение экспериментальных и расчетных величин коэффициентов давления:
а — распределение c_p по длине центрального тела вдоль боковой образующей, l отсчитывается от носка тела; *б* — распределение c_p в поперечном сечении тела, угол γ отсчитывается от нижней образующей

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

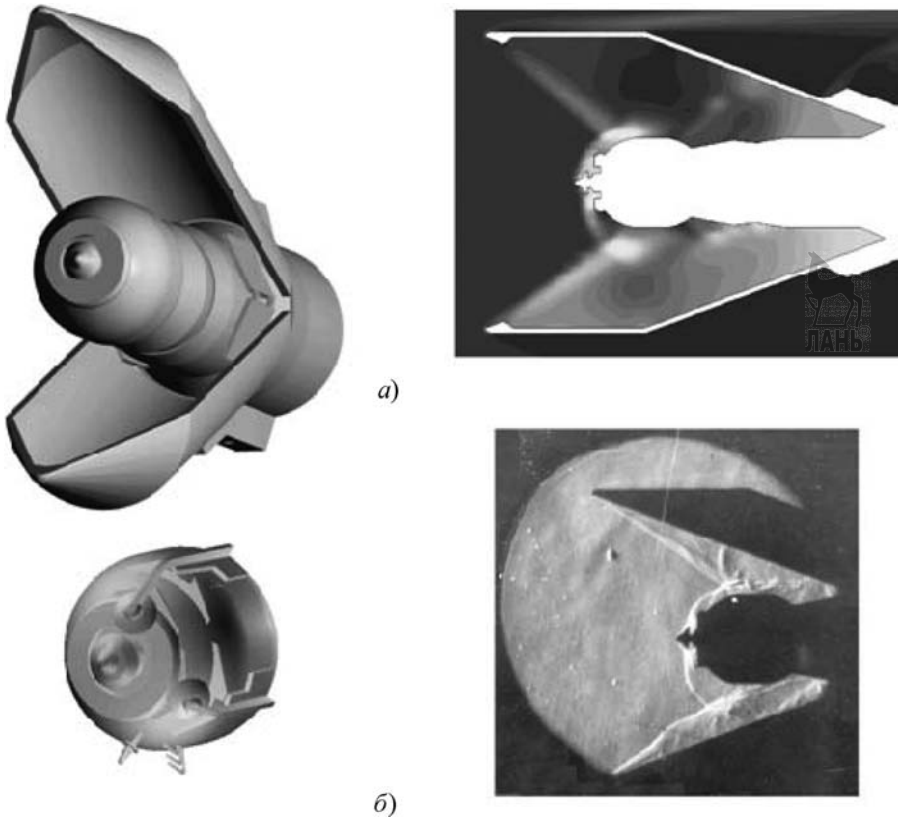


Рис. 3.4.46. Расчетная и экспериментальная картины распределения плотности в поле течения около корабля «Союз»:
а — расчет; *б* — эксперимент

ния и слои смешения. Интенсивность скачков, форма и отход головной волны меняются во времени. Картина сильно зависит от угла атаки модели и угла раскрытия створок.

2. Створки в процессе раскрытия (φ = Var) обуславливают существенное повышение давления на поверхности КК, в точках на его носовой и кормовой частях коэффициент давления превышает 2, что больше давления торможения за прямым скачком уплотнения в невозмущенном потоке (рис. 3.4.45), так как на большей части подветренной поверхности КК давление выше, чем на наветренной стороне корабля.

3. Течение в зоне расположения СБ и в зазоре между панелями носит существенно трехмерный характер. Давление на поверхности СБ и перепады давления, действующие на отдельные панели в присутствии створок, больше чем на порядок превышают соответствующие давления в автономном полете. Максимальные давления и перепады действуют на панели, расположенные на подветренной стороне. В процессе раскрытия створок сила, действующая на панель СБ, меняется от прижимающей ($\varphi = 10°$) к отрывающей ($\varphi = 20°$) и затем снова к прижимающей ($\varphi = 30°$).

4. Расчетные и экспериментальные данные показывают, что в средней части КК формируется интенсивное поперечное течение, направленное от образующей под створками в сторону щели между створками, местные скосы потока в этой зоне близки к 90°.

5. Среднеквадратичные уровни пульсаций давления в зоне расположения СБ достигают 40 % от величины скоростного напора. Величины давления и среднеквадратичные уровни его пульсаций, отнесенные к скоростному напору набегающего потока, возрастают по мере раскрытия створок и слабо зависят от числа

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рейнольдса. Установлено наличие в спектрах пульсаций узкополосных составляющих на частоте приблизительно 900 Гц, содержащих в зависимости от режима течения до 40 % пульсационной энергии.

6. На изолированном КК формируется зона повышенного теплообмена на передней торцевой поверхности СБ. В присутствии створок зона повышенного теплового потока занимает кормовую часть КК, включая СБ.

Для верификации данных по силовому и тепловому воздействиям, принятых для расчета нагружения конструкции, на трех кораблях «Прогресс» проведены измерения давления и его пульсаций, температуры и тепловых потоков. Для идентификации условий полета измерены фактические значения скоростного напора набегающего потока.

Сравнение измерений давления в полете с расчетными и модельными экспериментальными данными показало их хорошее согласование. Результаты натурных показателей пульсаций давления также подтвердили прогнозировавшиеся значения.

Таким образом, предлагаемый комплекс исследований обеспечивает надежное прогнозирование силовых и тепловых воздействий на КК при повышенных скоростных напорах. При этом следует особо отметить, что успешное решение задачи может быть проведено только при условии совместного проведения расчетных и экспериментальных исследований.

Вопрос исследования несущей способности элементов конструкции КК в аэродинамической трубе с использованием аналогового моделирования рассмотрен в разделе 3.3.3.

3.4.12. АЭРОДИНАМИКА ОТДЕЛЯЕМЫХ СТУПЕНЕЙ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ. ЗОНЫ ПАДЕНИЯ (ОТЧУЖДЕНИЯ)

Пуски всех современных баллистических ракет и РКН сопровождаются сбросом отделяемых элементов, которые подразделяются на две группы.

Во-первых, разгонные ступени и топливные баки, а также их фрагменты, отделяемые по мере выработки топлива.

Во-вторых, всевозможные обтекатели и панели, предохраняющие различные агрегаты от воздействия высокоскоростного потока и одновременно уменьшающие аэродинамическое сопротивление, сброс которых осуществляется после прохождения плотных слоев атмосферы и, соответственно, уменьшения скоростного напора. Наиболее крупными отделяемыми элементами этой группы, как правило, являются створки головных обтекателей ракет.

Отделяемые в полете элементы конструкции совершают неуправляемые движения. Падение крупногабаритных отделяемых элементов массой в сотни килограмм и более, обладающих в момент удара о поверхность Земли большой кинетической энергией, может представлять значительную опасность для людей и инженерных сооружений в районах их падения, для предупреждения которой при пусках РН по трассе полета предусматривают отчуждение земель под районы падения отделяемых элементов.

Для определения места положения и размеров этих районов необходимо уметь рассчитывать траекторию полета отделяемых элементов и оценивать факторы, влияющие на рассеивание точек падения, что требует знания аэродинамических характеристик в широком диапазоне углов атаки и скольжения как при сверхзвуковых, так и при дозвуковых скоростях полета.

К основным факторам, определяющим рассеивание точек падения, относятся:

– отклонение координат и скорости центра масс РН в момент отделения, от принятых в расчете;

– ветровое воздействие на атмосферном участке полета;

– отклонение плотности атмосферы от расчетных значений;

– погрешности определения аэродинамических характеристик, используемых при расчете;

– неполное обнуление боковой и подъемной силы, которые из-за вращения относительно вектора скорости полета могут быть произвольно направленными в плоскости, перпендикулярной к скорости полета.

Дополнительным фактором рассеивания в случае жидкостной разгонной ступени служит неопределенность положения ее центра масс при неполной выработке топлива.

Аэродинамические характеристики отделяемых элементов определяются как экспериментально, так и с помощью расчетов, численных или основанных на эмпирических методиках. Экспериментальное определение аэродинамических характеристик отделяемых элементов затруднительно из-за слишком боль-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

шого количества необходимых экспериментов при всех возможных направлениях обдува в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 10, а также влияния подвесных устройств моделей при испытаниях в АДТ, поэтому экспериментальные данные, как правило, используют для уточнения характеристик, полученных с помощью численных и эмпирических методов.

Задача определения аэродинамических характеристик отделяемых элементов несколько облегчается тем обстоятельством, что формы элементов, относящихся к первой группе, как правило, представляют собой тела вращения различного удлинения с отдельными выступающими надстройками. Нередко эти формы близки к цилиндрическим. Элементы, относящиеся ко второй группе, как правило, представляют собой цилиндрические или конические поверхности или их комбинации.

На рис. 3.4.40 приведены осредненные экспериментальные зависимости от угла атаки α при фиксированных числах M коэффициентов продольной c_x и нормальной силы c_y и коэффициента положения центра давления C_d для круговых цилиндров различного удлинения ($l / d = 4...10$) с плоским торцом [1]. Продольная сила отнесена к площади поперечного сечения цилиндра ($S = \pi d^2 / 4$), а нормальная сила — к площади продольного сечения ($S = ld$).

Возможно существенное отличие формы конкретной разгонной ступени от идеальной цилиндрической. В частности, передняя торцевая поверхность бывает как выпуклой, так и вогнутой, из донной части иногда выступают сопла двигателей, на боковой поверхности могут быть расположены всевозможные надстройки, включая и плоскости стабилизаторов. Поэтому при использовании зависимостей, приведенных на рис. 3.4.40, следует иметь в виду, что коэффициент продольной силы при $\alpha = 0°$ у конкретных разгонных ступеней (с выступающей передней частью) может оказаться существенно меньше (на 40...60 %), чем у цилиндра с плоским торцом. Коэффициент нормальной силы при $\alpha = 90°$, в зависимости от формы ускорителя и числа M полета, принимает значения как меньше (до 10...15 %), так и больше (до 20 %) соответствующего значения для цилиндра.

В случае разгонных ступеней с выступающей передней частью для определения коэффициента лобовой продольной силы при $\alpha = 0°$ применяется хорошо зарекомендовавший себя метод касательных конусов.

Суть данного метода заключается в следующем. Выступающая часть разбивается на конические элементы, после чего на каждом таком элементе коэффициент давления c_p принимается постоянным и равным осредненному коэффициенту давления на поверхности конуса с соответствующим углом полураствора. Вклад каждого такого конического элемента в коэффициент лобовой продольной силы определяется произведением местного коэффициента давления и площади проекции на плоскость, нормальную продольной оси тела. Осредненные значения коэффициентов давления на поверхности конусов с различными углами полураствора в зависимости от M приведены на рис. 3.4.47. Для определения коэффициента донной продольной силы в этом случае можно использовать осредненную экспериментальную зависимость коэффициента донного давления c_{pd} за телом вращения большого удлинения (рис. 3.4.48).

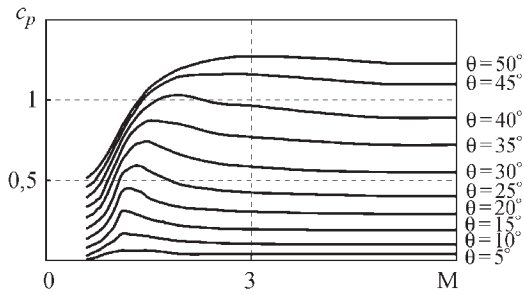


Рис. 3.4.47. Зависимости осредненных коэффициентов давления c_p на поверхности конусов от числа Маха при различных углах полураствора конуса

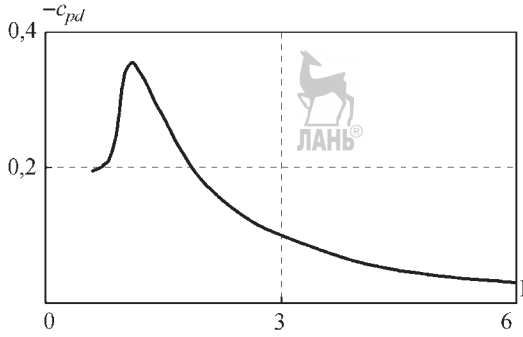


Рис. 3.4.48. Зависимость коэффициента донного давления c_{pd} за телом вращения от числа Маха

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В случае наличия на боковой поверхности разгонных ступеней надстроек значительных размеров, в сопоставлении с размерами ступени, следует учитывать путем суммирования их вклад в нормальную силу при $\alpha = 90°$.

На рис. 3.4.41 приведены осредненные экспериментальные зависимости коэффициентов c_y и c_d для выпуклых и вогнутых цилиндрических оболочек различного удлинения ($l / h = 1{,}0..0{,}4$). Нормальная сила отнесена к площади проекции оболочек ($S = lh$). Предполагается, что оболочки тонкие, и продольную силу ввиду ее малости из рассмотрения можно исключить. Положение центра давления отсчитывается от передней кромки оболочки в долях ее длины.

На рис. 3.4.42 приведены экспериментальные зависимости коэффициентов c_x, c_y и c_d для полукруговой конической оболочки с носовым притуплением. Продольная и нормальная силы отнесены к площади проекции оболочки на плоскость, проходящую через ее боковые кромки. Положение центра давления отсчитывается от носка оболочки в долях ее длины.

Существенное влияние на движение отделяемых элементов могут оказывать также демпфирующие характеристики c_x^{Wz}, c_y^{Wz} и m_z^{Wz}, определяемые, как правило, расчетным путем.

На практике используются разные комбинации цилиндрических и конических поверхностей, а также других более сложных форм. Сложность характера обтекания и своеобразие аэродинамических характеристик заставляют в каждом конкретном случае проводить специальные исследования аэродинамических характеристик.

Проведенные исследования показывают, что размеры зон падения определяются, в основном, движением отделяемых элементов на сверхзвуковых участках полета. При этом движение разгонных ступеней после отделения и движение отделяемых элементов второй группы имеет некоторые отличия.

Как правило, на сверхзвуковых участках полета, погасив начальные возмущения, обусловленные средствами отделения, отделяемые разгонные ступени стабилизируются около некоторого балансировочного угла атаки, совершая колебания вокруг него. Практически все разгонные ступени на сверхзвуковых скоростях имеют устойчивую балансировку вблизи угла атаки $\alpha = 180°$ и коэффициент лобового сопротивления c_{xa}, близкий к минимальному значению.

Поскольку разгонные ступени по форме близки к телам вращения, то коэффициенты подъемной силы c_{ya} и боковой силы c_{za} вблизи угла атаки $\alpha = 180°$ малы, а за счет вращения вокруг вектора скорости их влияние на размеры районов падения может еще более уменьшиться. Поэтому районы падения разгонных ступеней существенно меньше районов падения отделяемых элементов второй группы.

Наиболее проблемными из отделяемых элементов второй группы являются створки головных обтекателей РН. Балансировочные углы атаки существующих створок головных обтекателей изменяются по числам Маха в широком диапазоне. При этом устойчивая балансировка створок наблюдается лишь на отдельных участках полета, на остальных участках реализуется достаточно хаотичное движение створок как в направлении полета, так и в поперечном направлении, что связано с большими значениями боковой силы c_{za} и неопределенностью направления ее действия. Высокие значения баллистических коэффициентов $\sigma = (c_{xa} S) / m$, где m — масса створки, а также возможность самобалансировки створок на углах атаки с максимальным качеством $K = c_{ya} / c_{xa}$ на отдельных участках полета, обусловливают значительные размеры районов падения створок головных обтекателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Петров К.П. Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.

Глава 3.5

АЭРОГАЗОДИНАМИКА МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Особенности аэрогазодинамики многоблочных РН с параллельным расположением ступеней рассматриваются на примере РКС «Энергия»—«Буран» многоразового использования и ее модификаций. Это наиболее общий случай компоновки многоблочной ракеты с параллельным расположением ракетных блоков и навесного полезного груза. При этом навесной полезный груз выполнен в двух вариантах — в виде многоразового крылатого ОК «Буран» и ГТК одноразового использования для выведения крупногаба-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

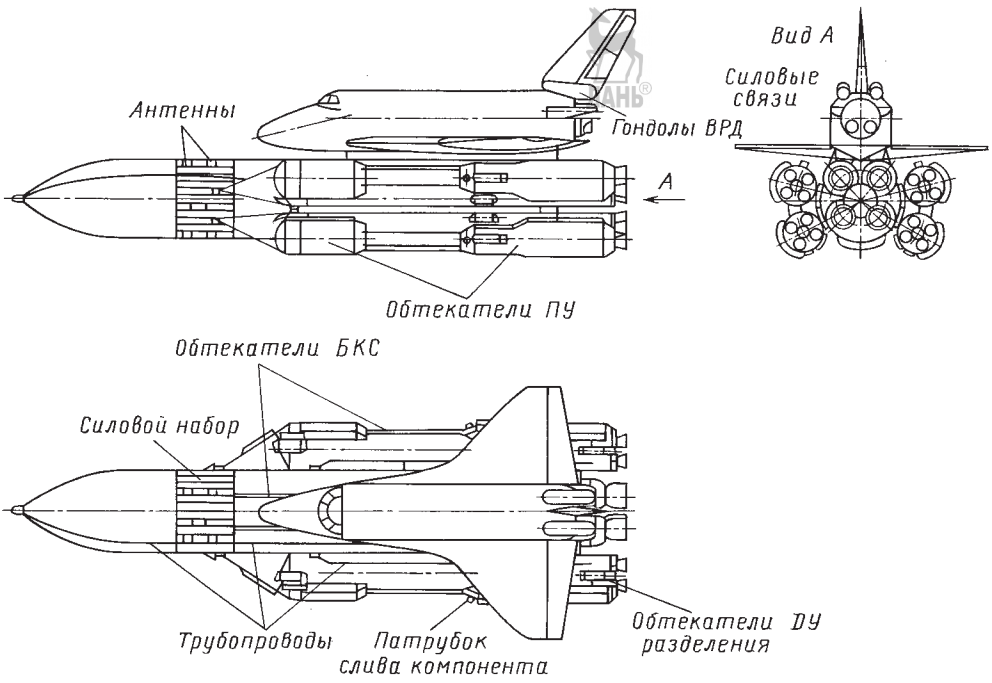


Рис. 3.5.1. Аэродинамическая компоновка РН «Энергия» с ОК «Буран»

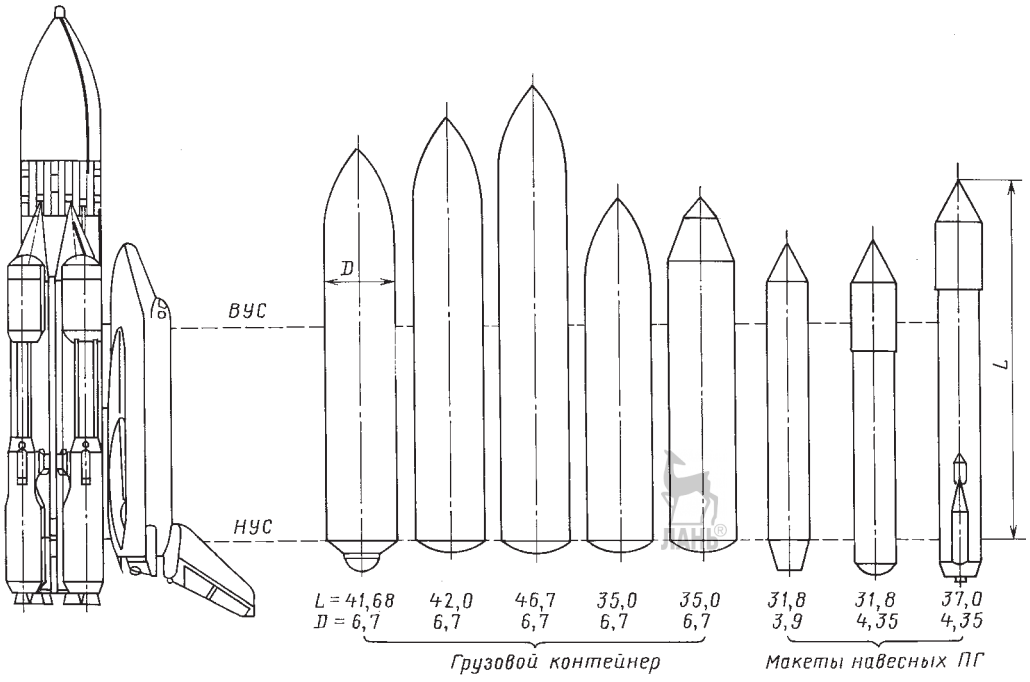


Рис. 3.5.2. Аэродинамическая компоновка РН «Энергия» с различными навесными полезными грузами

ритных грузов большой массы (до 100 т) (рис. 3.5.1, 3.5.2).

При анализе аэродинамических характеристик многоблочных РН используются ССК. Начала систем координат *OXYZ* ракеты и $O_1X_1Y_1Z_1$ боковых блоков и навесных *полезных грузов* (*ПГ*) находятся в вершинах соответствующих блоков (рис. 3.5.3). Ориентация РН относительно вектора скорости набегающего потока определяется с помощью пространственного угла атаки $\alpha_п$ и аэродинамического угла крена $\varphi_п$ центрального блока. Коэффициенты моментов рассчитываются относительно начала соответствующей системы координат. Характерные длины *L* для расчета моментов тангажа и рыскания соответствуют длинам блоков и ПГ. При определении коэффициентов моментов крена за характерную длину для всех вариантов компоновки РКС и ее блоков принят размах крыла ОК. Характерная площадь *S* при расчете коэффициентов сил и моментов всех модификаций рассматриваемой РКС и отдельных блоков принята равной площади в

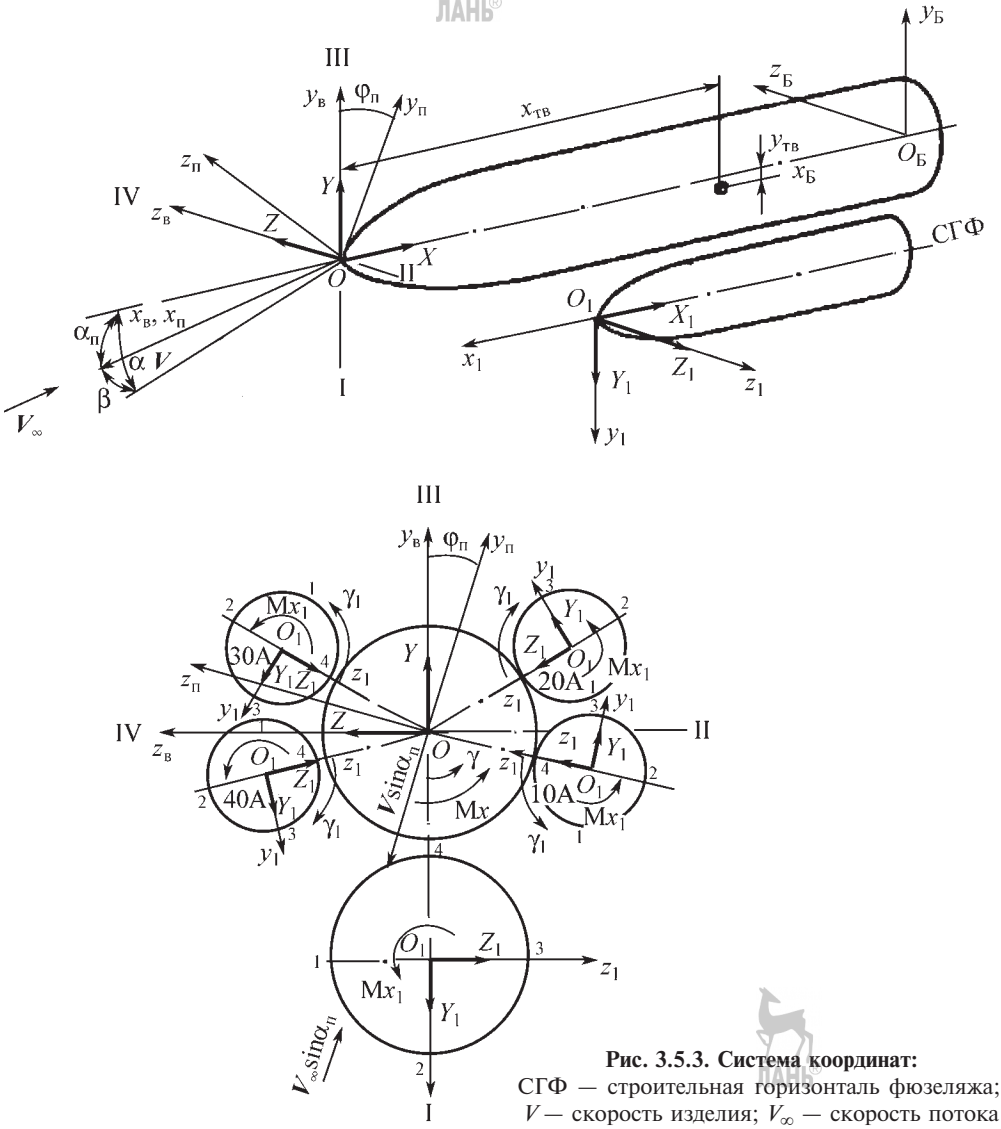


Рис. 3.5.3. Система координат:
СГФ — строительная горизонталь фюзеляжа; *V* — скорость изделия; V_∞ — скорость потока

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

плане базовой трапеции крыла ОК $S_{кр}$. Схема отсчета меридиональных углов γ и γ_1, используемых при построении эпюр давления, показана на рис. 3.5.3. В случае использования характерных длин и площадей, отличающихся от указанных, их значения приводятся по тексту или на графиках.

3.5.1. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ. ВЛИЯНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамические характеристики многоблочных РКС пакетных схем (см. п. 3.1.3) в значительной мере определяются интерференцией между параллельно расположенными блоками.

В качестве примера на рис. 3.5.4 показана схема течения около одной из предварительных компоновок РКС «Энергия»—«Буран», полученная визуализацией предельных линий тока на поверхности методом масляной пленки и пространственной картины течения около модели с помощью прибора Теплера. В поле течения наблюдаются скачки уплотнения и зоны отрыва пограничного слоя, обусловленные как геометрией блоков, так и интерференцией между ними. В зонах интерференции параллельно расположенных блоков параметры течения, местные число Маха (M_s), скоростной напор q_s и углы атаки α_s, существенно отличаются от соответствующих параметров в невозмущенном набегающем потоке.

Особенно значительно влияние интерференции в районе носовых частей блоков и ОК, а также в каналах между ними. Так, местные углы скоса потока на поверхности центрального корпуса (блок Ц) в районе носовых частей боковых блоков (блоки А) и ОК достигают практически 90°, а уменьшение скоростного напора в каналах вблизи донного среза модели

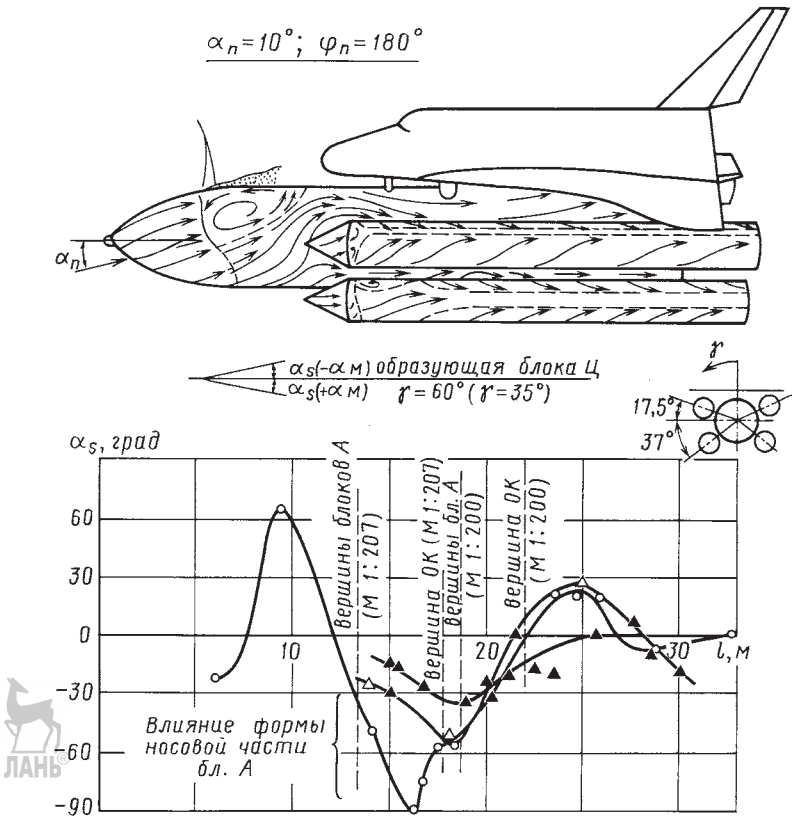


Рис. 3.5.4. Схема течения на поверхности блоков РН «Энергия» и изменение местного угла атаки α_s вдоль образующих $\gamma = 35°$ и $\gamma = 60°$ центрального блока

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

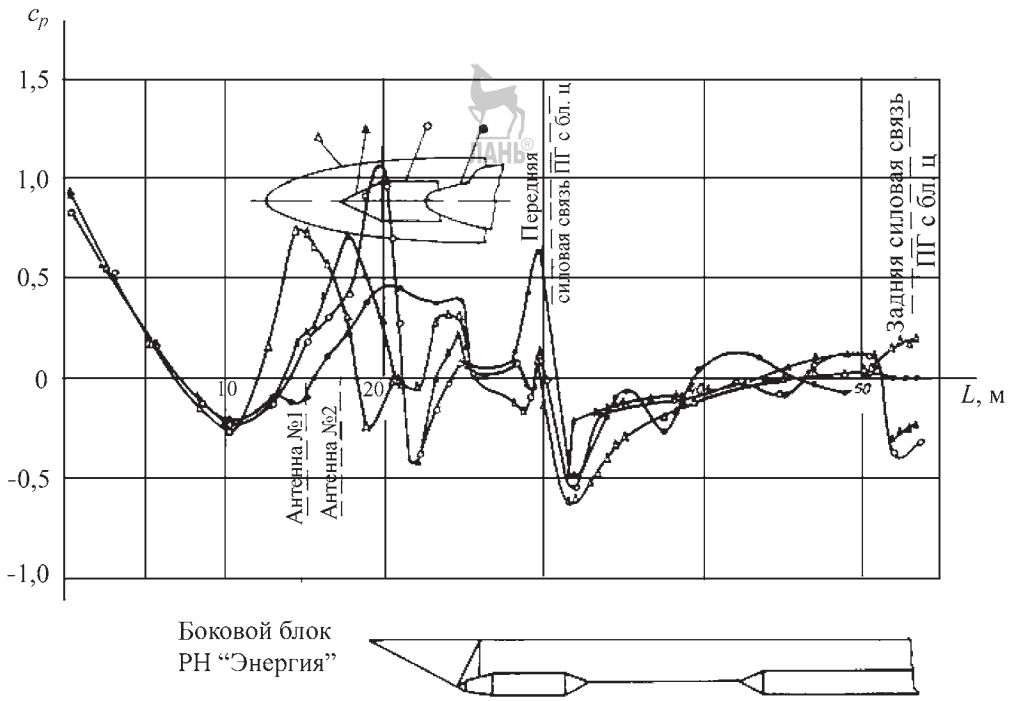


Рис. 3.5.5. Распределение c_p по длине образующей ($\gamma = 0°$) центрального блока РН «Энергия» при $M = 1{,}3$; $\alpha_п = 0°$:

○ — исходная конфигурация РН с четырьмя боковыми блоками и макетом полезного груза; △ — исходная конфигурация РН с четырьмя боковыми блоками и грузовым транспортным контейнером; ▲ — конфигурация РН с двумя боковыми блоками и ГТК; ● — исходная конфигурация РН с четырьмя боковыми блоками и ОК «Буран»

составляет 40...70 % от скоростного напора в набегающем потоке.

Наличие проточных каналов большой протяженности между блоками и изменение формы поперечных сечений каналов по их длине приводят к появлению в поле течения зон местных дозвуковых при сверхзвуковой скорости набегающего потока и сверхзвуковых при дозвуковой скорости набегающего потока скоростей и к возникновению скачков уплотнения в каналах.

Поэтому аэродинамические характеристики таких РКС определяются не столько формой блоков, сколько интерференцией между ними. В результате интерференции давление вдоль образующих корпуса меняется немонотонно с характерными пиками давления и разрежения вблизи носовых частей и изломов образующих корпусов блоков А, ОК и ГТК, а также в районе межблочных силовых связей (рис. 3.5.5).

Давление в поперечных сечениях блоков и навесных ПГ имеет неравномерный характер распределения даже при нулевых углах атаки. В зонах интерференции величины коэффициентов индуцированных сил значительно превышают собственные характеристики соответствующих изолированных тел. Так, на эпюрах распределения коэффициентов нормальных и поперечных сил по длине блока Ц РН «Энергия» с ОК и ГТК наблюдаются местные минимумы и максимумы нагрузок, величины которых соизмеримы или превышают значения собственных нагрузок на оживальной части блока Ц (рис. 3.5.6). Интерференционные составляющие аэродинамических нагрузок возникают на цилиндрическом участке корпуса, для которого в изолированном состоянии характерны малые, близкие к нулевым в диапазоне $\alpha = 0...8°$, значения dc_y/dl и dc_z/dl. Характер распределения коэффициентов нормальных и попе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

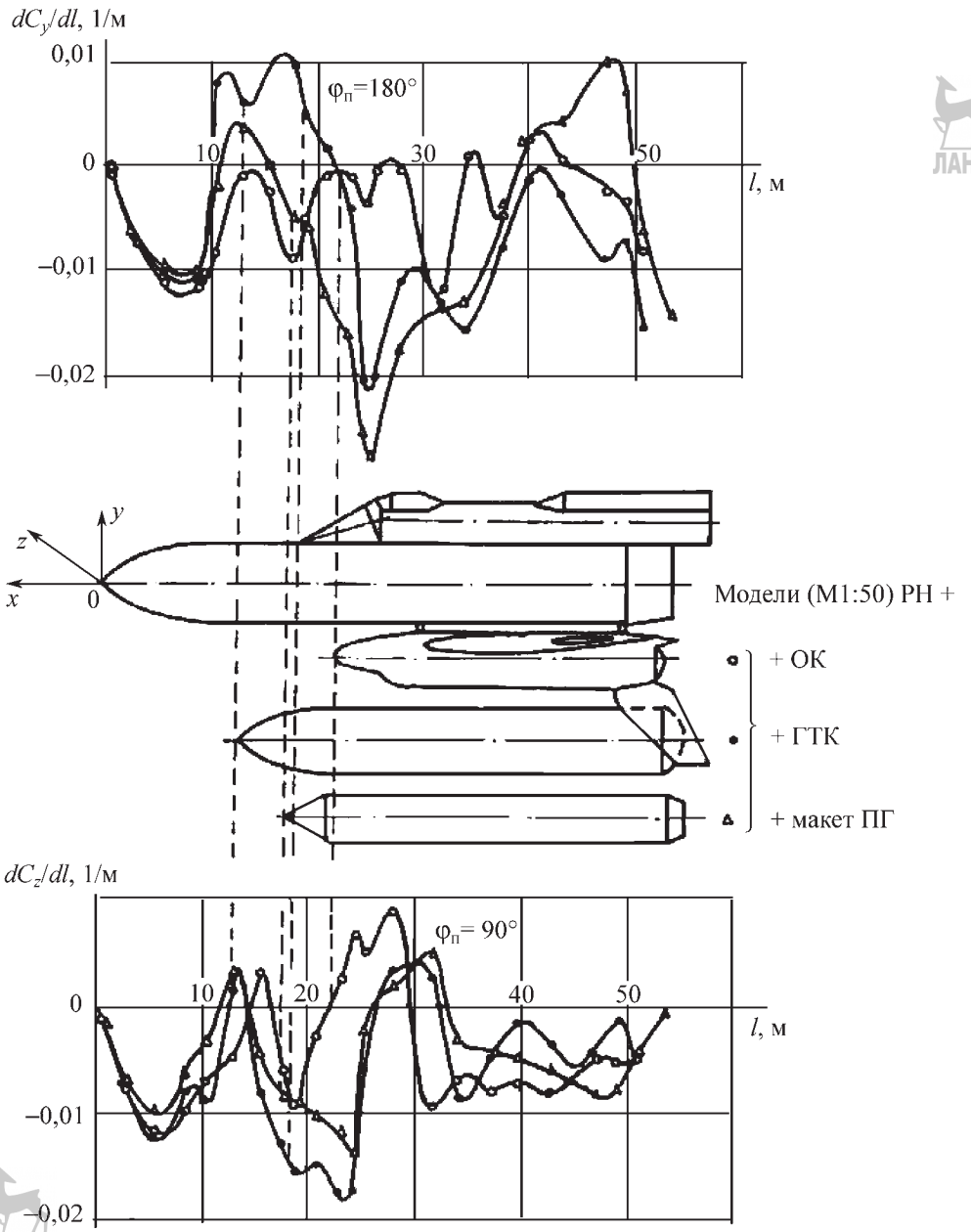


Рис. 3.5.6. Влияние интерференции и формы полезного груза на распределение коэффициентов нормальной и поперечной сил по длине центрального блока РН «Энергия» при M_∞ = 1,3 и $\alpha_п$ = 8°; $\varphi_п$ = 180 и 90° соответственно

речных сил по длине центрального блока в зонах интерференции повторяет характер изменения нагрузок по длинам ГТК и боковых блоков, индуцирующих эти нагрузки.

Интерференция обуславливает также появление значительных составляющих аэродинамических сил и моментов блоков РН, ОК, ГТК и навесных ПГ при нулевых углах атаки,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

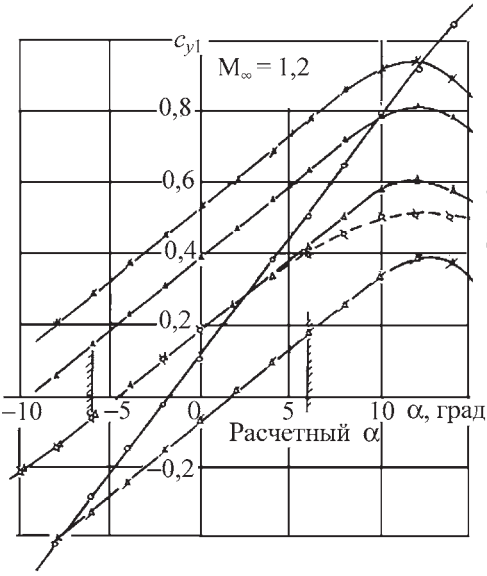


Рис. 3.5.7. Влияние интерференции, угла установки ОК и величины зазора *h* между ОК «Буран» и центральным блоком РН «Энергия» на коэффициент нормальной силы ОК при M_∞ = 1,2:
○ — изолированный ОК, △ — $\delta_{ок} = 0°$, ◁ — $\delta_{ок} = -3°$, ▲ — $\delta_{ок} = 3°$, ◀ — $\delta_{ок} = 5°$, h = 1,5 м; ↺ — $\delta_{ок} = 0°$, h = 0,3 м

что существенно затрудняет экспериментальное определение аэродинамических характеристик, это хорошо известно из практики экспериментальных исследований самолетных конфигураций. Составляющие коэффициентов сил и моментов c_{y10}, m_{z10} при нулевом угле атаки наиболее чувствительны к малым изменениям формы, параметров потока и условий испытаний, что увеличивает погрешности определения аэродинамических характеристик. Значения коэффициентов сил и моментов при нулевых углах атаки соизмеримы с составляющими, которые индуцированы углом атаки. При этом величины этих коэффициентов значительно могут отличаться от соответствующих характеристик тел в невозмущенном потоке (рис. 3.5.7).

Наряду с этим интерференция между блоками РКС обуславливает существенное изменение аэродинамических характеристик ОК, навесных ПГ, отдельных элементов и блоков РН по сравнению с характеристиками соответствующих изолированных конфигураций в невозмущенном потоке и может приводить как к увеличению, так и к уменьшению коэффициентов сил и моментов. Так, в результате интерференции значения коэффициента нормальной силы ОК уменьшаются, а производные коэффициентов поперечной силы и момента крена увеличиваются по сравнению с соответствующими характеристиками в автономном полете (рис. 3.5.8). Коэффициент лобовой продольной силы ОК в исследованном диапазоне чисел Маха, как правило, больше, чем в автономном полете.

Интерференция может оказывать как положительное (уменьшение производной коэффициента нормальной силы по углу атаки для ОК и ГТК), так и отрицательное (увеличение производных коэффициентов поперечной силы и момента крена по углу атаки для ОК, появление составляющих c_{y10}, m_{z10}) влияние на аэродинамику многоблочных РКС. Поэтому выбор относительного положения блоков РКС и навесных полезных грузов позволяет максимально использовать положительные эффекты интерференции и исключить или свести к минимуму отрицательное (нежелательное) влияние.

За счет незначительных изменений относительного положения блоков РН и ПГ можно добиться зачастую существенных изменений аэродинамических характеристик как системы в целом, так и отдельных ее элементов (рис. 3.5.7). На рис. 3.5.7 показано изменение коэффициента нормальной силы c_{y10} ОК «Буран» при изменении угла $\delta_{ок}$ установки ОК на РН и величины зазора h между ОК и центральным блоком ($\delta_{ок}$ — угол между продольными осями ОК и центрального блока, положителен при отклонении носика ОК от блока).

Для таких компоновок характерно также наличие критических режимов, при которых происходит резкое, почти скачкообразное изменение статического давления на поверхности блоков и аэродинамических коэффициентов сил и моментов отдельных элементов конструкции системы при малых изменениях числа Маха и угла атаки (явление получило название — бафтинг). Причем явления типа бафтинга наблюдаются как на блоках РН и навесных ПГ, что достаточно типично для корпусов с изломами образующей, так и на элементах ОК. При этом скачкообразные изменения аэродинамических характеристик элементов РКС реализуются при различных значениях числа Маха и угла атаки.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

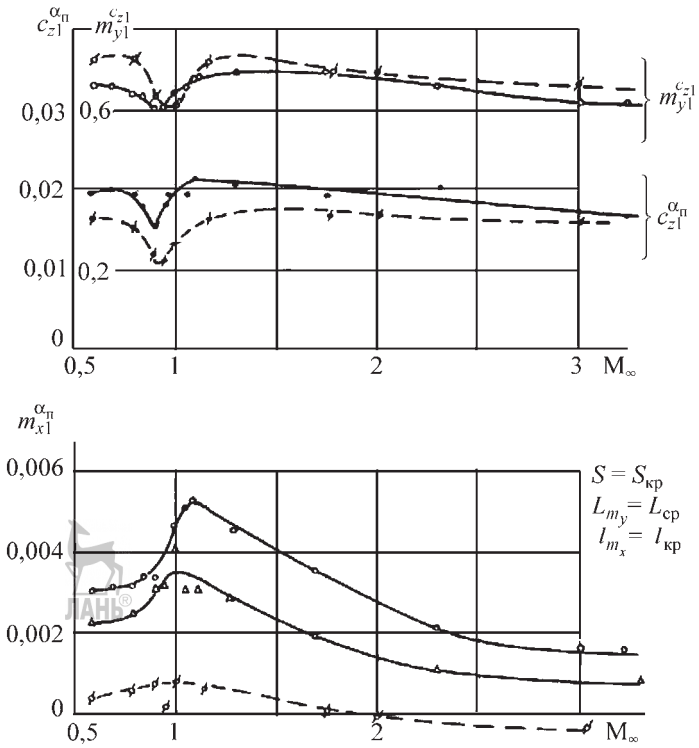


Рис. 3.5.8. Влияние интерференции на аэродинамические характеристики ОК «Буран» в составе РН «Энергия» в боковом канале:
○ ● — модель ОК в составе модели РКС, М1:120, Т-109 ЦАГИ; ◌ ◉ — изолированная модель ОК, Т-114 ЦАГИ; △ — $m_{x_1}^{\alpha_п}$ двух консолей модели ОК в составе модели РКС, М1:30, Т-109 ЦАГИ

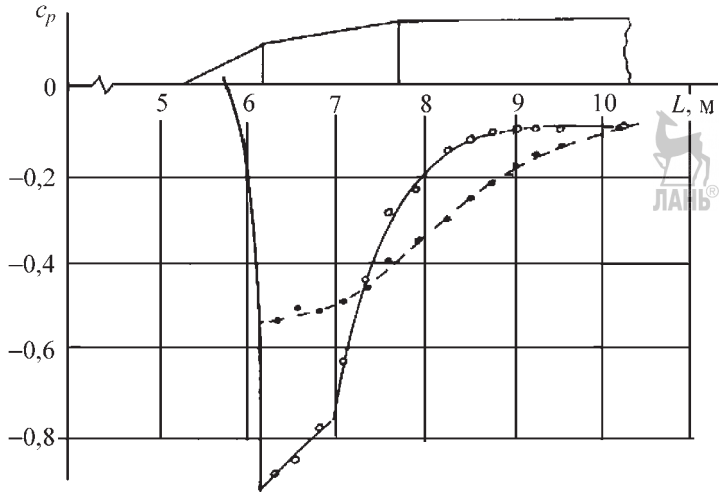


Рис. 3.5.9. Влияние перестройки течения на распределение коэффициента давления по передней части обтекателя посадочного устройства бокового блока РН «Энергия» с ОК «Буран» при $\alpha = 0°$:
● — $M_\infty = 0{,}755$; $M_\infty < M_{кр}$; ○ — $M_\infty = 0{,}755$; $M_\infty > M_{кр}$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Так, перестройка течения за выпуклым углом излома образующей передних обтекателей посадочных устройств блоков А происходит при M ≈ 0,76 (рис. 3.5.9), а на вертикальном оперении ОК — при M = = 0,82...0,90 (рис. 3.5.10), резкое изменение c_{y1} и m_{z1} ОК — при M = 0,95; 1,07; 1,30 (рис. 3.5.11) и т.д. В зависимостях аэродинамических коэффициентов от числа Маха и угла атаки, полученных при увеличении и уменьшении указанных переменных, наблюдается гистерезис.

В результате неодновременной по числу Маха перестройки течения на различных элементах РКС некоторые аэродинамические характеристики системы и ее элементов имеют пилообразный характер изменения по числам Маха. Амплитуды изменения аэродинамических коэффициентов достигают максимальных значений в

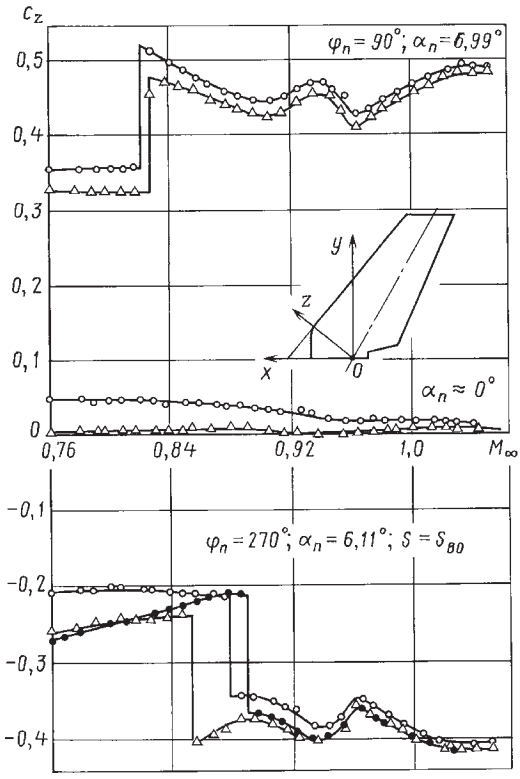
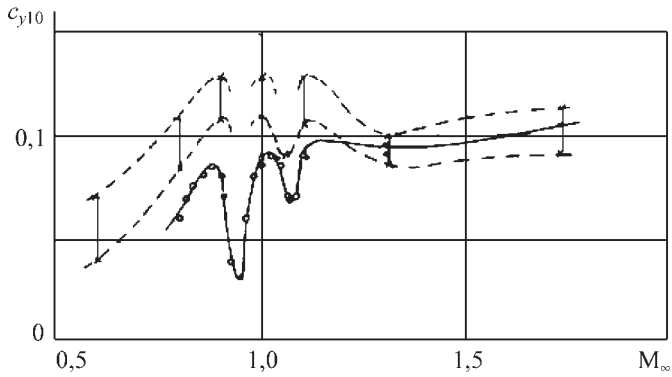


Рис. 3.5.10. Влияние перестройки течения на коэффициент c_z вертикального оперения ОК «Буран» $S = S_{во}$; модель М1:50; Т-128 ЦАГИ: ○, ● — прямой ход с увеличением числа Маха, $M_\infty\uparrow$; △ — обратный ход с уменьшением числа Маха, $M_\infty\downarrow$



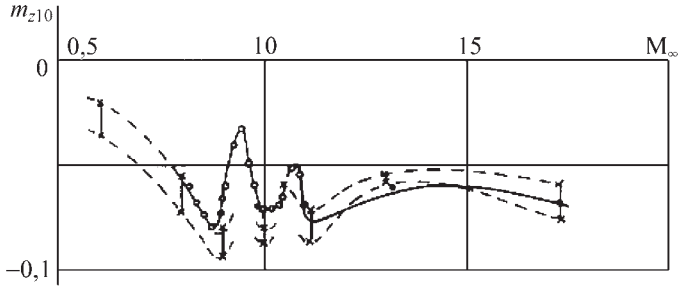


Рис. 3.5.11. Зависимость c_{y10} и m_{z10} ОК «Буран» в составе РН «Энергия» от числа Маха при $\alpha_п = 0°$ и $Re_L \sim 1{,}77 \cdot 10^7$ (аэродинамическая труба Т-109 ЦАГИ): ×|× — диапазон значений c_{y10}, I этап испытаний

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

трансзвуковом диапазоне скоростей (M = = 0,7...1,7), для которого характерны максимальные значения скоростного напора на траектории выведения РН.

В отличие от моноблочных конфигураций струи маршевых ДУ оказывают значительное влияние на аэродинамические характеристики многоблочных конфигураций в трансзвуковом диапазоне скоростей. В результате эжектирующего действия струй и распространения этого влияния по межблочным каналам вверх по потоку на большие расстояния изменяется давление не только на донных экранах, но и на боковой поверхности блоков и навесных полезных грузов. Подробно данный вопрос рассмотрен в разд. 3.5.3.

3.5.2. ВОПРОСЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

В связи с невозможностью моделирования в АДТ условий полета РКС по полной совокупности основных критериев подобия, а также в связи с особенностями аэродинамики многоблочной РКС требуется тщательный анализ всего комплекса вопросов моделирования течений в АДТ.

К числу вопросов, подлежавших детальному рассмотрению, относятся:

– соблюдение геометрического подобия моделей и изделия;

– влияние вязкости (числа Рейнольдса);

– влияние сжимаемости (числа Маха);

– моделирование влияния струй маршевых ДУ;

– влияние границ потока в АДТ.

Острота вопроса определяется следующими моментами:

1. Невозможностью обеспечения полного геометрического подобия моделей и РКС. При создании моделей не представляется возможным:

– смоделировать диаметры стержней межблочных силовых связей из-за повышенных по сравнению с натурными условиями скоростных напоров в АДТ и требованием четырехкратного запаса прочности силовых элементов моделей при испытаниях в трубах, а также консольного крепления боковых блоков и навесных ПГ на весовых моделях с тензометрией;

– выдержать зазоры между центральным и боковыми блоками на весовых моделях малых масштабов из-за опасности взаимного касания блоков вследствие упругой деформации внутримодельных тензовесов под действием аэродинамических нагрузок;

– моделирование выступающих элементов конструкции малых размеров.

2. Влиянием поддерживающих устройств (державок) моделей на аэродинамические характеристики.

3. Ограниченными возможностями использования моделей фрагментов РКС для экспериментального исследования аэродинамического нагружения выступающих элементов конструкции, расположенных в зонах интерференции, из-за пространственного характера течения.

4. Невозможностью воспроизведения в существующих АДТ натурных значений чисел Re, соответствующих траектории выведения РКС. Отличия модельных и натурных значений чисел Re_L достигают одного-двух порядков в зависимости от режимов полета (рис. 3.5.12).

5. Необходимостью проведения экспериментальных исследований в АДТ с малым шагом по числу Маха ($\Delta M = 0{,}005...0{,}01$) в трансзвуковом диапазоне скоростей ($M_\infty \sim 0{,}6...$ ...1,5) в связи с пилообразным изменением аэродинамических характеристик по числам Маха и существованием критических режимов течения.

6. Необходимостью пересчета на натурные условия результатов лабораторных исследований влияния струй ДУ в связи с имитацией струй маршевых ДУ РН истечением холодного воздуха высокого давления вместо газовой смеси, образующейся при сгорании компонентов топлива в камерах сгорания двигателей с целью снизить затраты на проведение экспериментальных исследований примерно в пять-десять раз.

7. Малой изученностью в диапазоне трансзвуковых скоростей влияния границ потока в АДТ (загрузки рабочих частей труб) на течение около конфигураций рассматриваемого типа.

Все сказанное требует проведения серии специальных исследований для решения вопросов экстраполяции модельных результатов на натурные условия.

Наряду с рассмотренными выше проблемами при определении аэродинамических характеристик необходим также анализ влияния статических деформаций конструкции блоков РН и навесных ПГ в полете.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

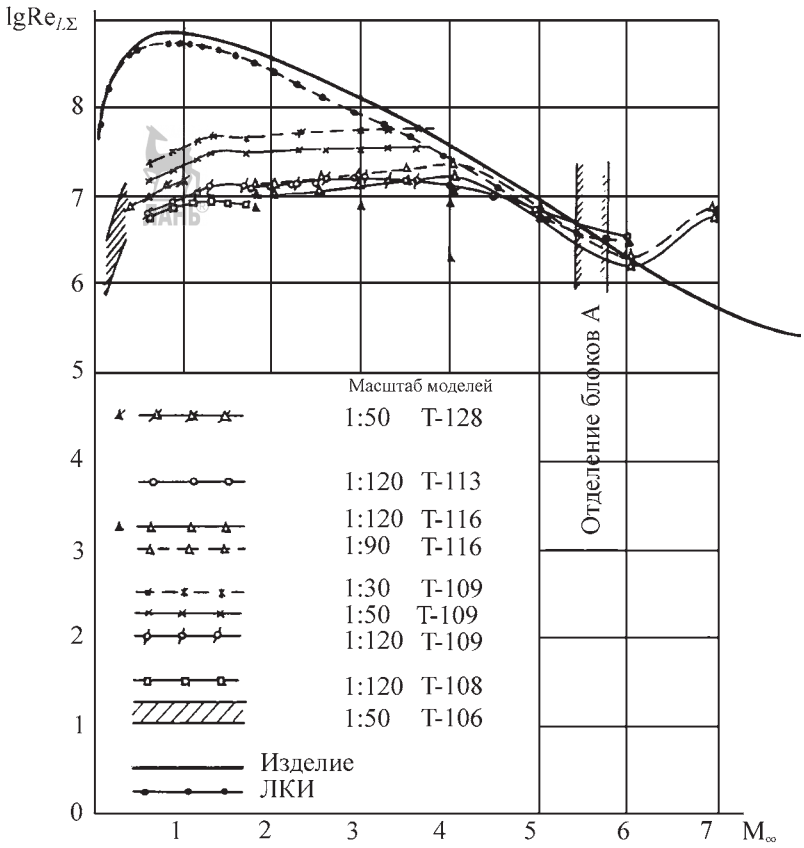


Рис. 3.5.12. Изменение числа Re по числам Маха для РН «Энергия»

Проблемы обеспечения геометрического подобия моделей и РКС

Важным моментом в экспериментальных исследованиях аэродинамики РКС представляется выбор масштабов базовых моделей, предназначенных для определения аэродинамических характеристик исполнительных вариантов компоновки. При выборе масштабов моделей учитывается ряд факторов. Однако основным является требование максимально полного геометрического подобия моделей и изделия, а также подобия по числу Рейнольдса при условии выполнения требований технических условий по предельно допустимой загрузке рабочих частей моделями исследуемых конфигураций (не более ~1 %).

Наиболее серьезную проблему при моделировании представляет соблюдение геометрического подобия силовых связей навесных ПГ и боковых блоков с центральным.

Требование четырехкратного запаса прочности силовых элементов конструкции моделей при испытаниях в АДТ, повышенные, по сравнению с траекторными, значения скоростного напора, а также влияние масштабного фактора обуславливают значительное увеличение диаметров стержней силовых связей по сравнению с натурными. Увеличение их поперечных размеров неизбежно приводит к изменению проходных сечений каналов между блоками и расходу газа через них. В результате изменяются давления в каналах и аэродинамические характеристики блоков и навесных грузов. Ввиду больших абсолютных размеров поверхностей, образующих каналы, это влияние весьма значительно, особенно в диапазоне дозвуковых–трансзвуковых скоростей.

В связи с этим при создании базовых моделей ставится задача минимального искажения формы проекций силовых связей на плоскости, нормальные продольной оси изделия, и получе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

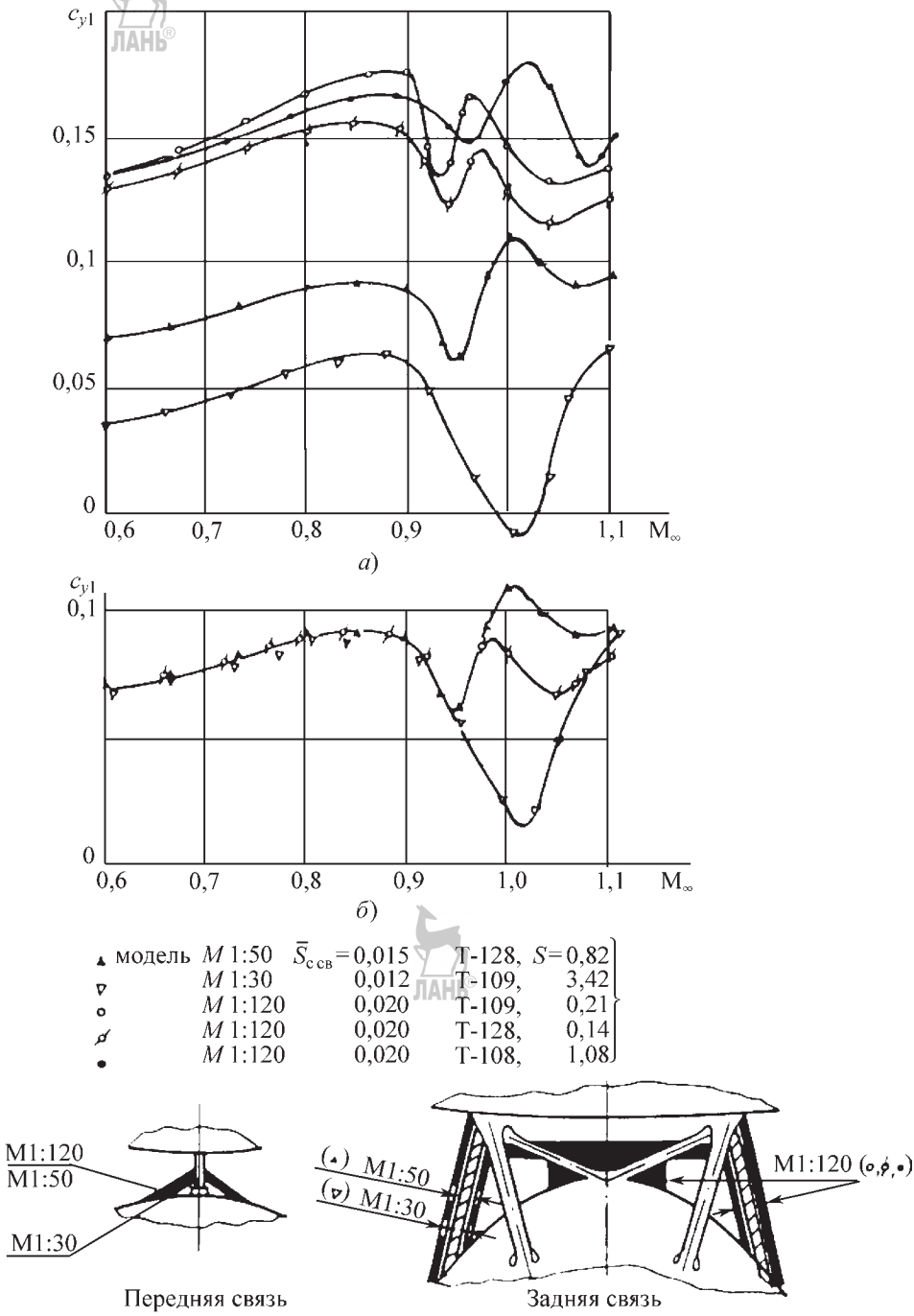


Рис. 3.5.13. Влияние геометрии силовых связей на коэффициент c_{y10} нормальной силы ОК «Буран» при нулевом угле атаки в составе РН «Энергия» ($S_{с\,св} \approx 0{,}0143$ — для изделия):

а — исходные зависимости; *б* — изменение связи; $\bar{S} = \dfrac{S_{\text{мид модели}}}{S_{\text{раб частиАТ}}}$; $\bar{S}_{с\,св} = \dfrac{S_{с\,св}}{S_{кр}}$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ния относительных площадей загромождения межблочных каналов силовыми связями, близких к натурным относительным площадям загромождения каналов, при непременном сохранении продольных координат силовых связей. На рис. 3.5.13 показана форма силовых кронштейнов, имитирующих *нижний узел связей* (*НУС*) ОК с центральным блоком на моделях масштабов М1:120, М1:50 и М1:30, и приведены величины относительных площадей проекций НУС $S_{\text{с св}}$ на плоскость, нормальную продольной оси моделей.

Отличия в геометрии силовых связей моделей разного масштаба обуславливают значительные расхождения в коэффициентах нормальной силы ОК. В пересчете на размерность изделия и условия полета различия в нормальных силах ОК в диапазоне чисел Маха, соответствующих максимальным скоростным напорам (М = 0,8...1,7), достигают ~700... 950 кН, что недопустимо с точки зрения прочности конструкции. Нагрузки, действующие на ОК и силовые шпангоуты центрального блока на этом участке полета, являются максимальными из всех рассматриваемых случаев нагружения.

С ростом загромождения канала наблюдается практически линейное увеличение коэффициента нормальной силы в функции параметра $S_{\text{с св}}$ во всем исследованном диапазоне чисел Маха (рис. 3.5.14). При этом сохраняется структура течения в районе узла связей. Зависимости коэффициента нормальной силы ОК от числа Маха при нулевом угле атаки, приведенные на рис. 3.5.13, демонстрируют влияние отличий в геометрии НУС моделей разного масштаба, а также сходимость результатов в случае приведения поперечных размеров силовых связей моделей к размерам модели масштаба М1:50 с помощью зависимостей, приведенных на рис. 3.5.14.

Зависимости c_{y1} ($S_{\text{с св}}$), выявленные при сравнении значений c_{y1} моделей разного масштаба, подтверждены результатами прямых исследований, в ходе которых изменения $S_{\text{с св}}$ осуществлялись на одной модели масштаба М1:50. В этом случае исключалось влияние факторов, связанных с отличиями подвесных устройств и геометрии моделей разного масштаба.

Влияние различий в геометрии ВУС и НУС на коэффициент лобовой продольной силы РКС с различными ПГ необходимо оценивать, используя результаты измерений местных параметров течения q_s и M_s вблизи силовых связей на моделях.

Учет местных параметров течения позволяет уменьшить в два-три раза расчетные вели-

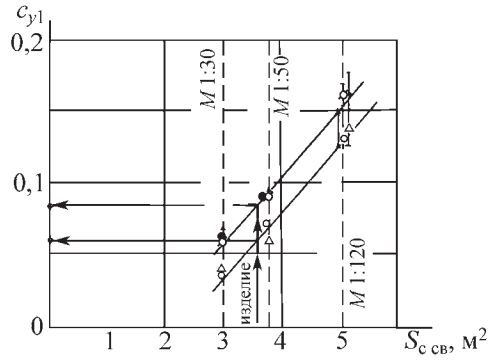


Рис. 3.5.14. Зависимости коэффициента нормальной силы ОК «Буран» от площади загромождения канала силовыми связями:
○ — $M_\infty = 0{,}6$; ◌ — $M_\infty = 0{,}8$; ● — $M_\infty = 0{,}9$; △ — $M_\infty = 0{,}95$; ◬ — $M_\infty = 1{,}0$; ▲ — $M_\infty = 1{,}1$; $\bar{S}_{\text{с св}} = S_{\text{с св}} / S_{\text{кр}}$; $\bar{S}_{\text{с св}} = 0{,}0202$ (М1:120); 0,0151 (М:50); 0,0119 (М1:30); 0,0143 (изделие)

чины коэффициента продольной силы силовых связей РН, определяемые с использованием скоростного напора невозмущенного потока. Тем самым обеспечивается хорошее согласование расчетных величин суммарного коэффициента c_x РКС с результатами летных испытаний.

Критические режимы течения

Для исследования влияния числа Маха (сжимаемости) целесообразно проведение исследований, предусматривающих испытания с малым шагом по числу Маха ($\Delta M \sim 0{,}005$) или непрерывным изменением M_∞ при фиксированных значениях углов атаки и крена, при наличии АДТ с регулируемыми соплами. Результаты таких исследований дополняются данными, получаемыми по стандартной для АДТ методике испытаний при фиксированном значении числа Маха и переменных значениях угла атаки.

Такие исследования позволяют выявить:

– значения углов атаки и чисел Маха, при которых проявляются особенности в аэродинамических характеристиках (критические режимы);

– $\alpha_{\text{кр}}$, $M_{\text{кр}}$;

– ярко выраженные минимумы и максимумы в зависимостях коэффициентов сил и моментов от числа Маха (рис. 3.5.11);

– величины изменения коэффициентов сил и давления при критических режимах и значения критических чисел Маха, для которых характерна перестройка течения (рис. 3.5.9, 3.5.10);

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

– гистерезис в зависимостях аэродинамических коэффициентов при увеличении и уменьшении скорости потока и угла атаки (рис. 3.5.10).

Режимы, при которых выявляются экстремальные значения аэродинамических коэффициентов и перестройки течения, принимаются в качестве расчетных случаев при анализе нагружения конструкции блоков РН и навесных ПГ.

Влияние вязкости. Пересчет результатов модельных испытаний на условия полета

В связи с большими отличиями натурных и трубных чисел Рейнольдса (рис. 3.5.12) для стартовых и маршевых режимов полета первой ступени РКС проводятся исследования влияния вязкости в трубах переменной плотности типа Т-106, Т-109, Т-108 ЦАГИ и У-3М ЦНИИМаш.

Влияние вязкости исследуется путем варьирования чисел Рейнольдса в диапазоне Re_L от $7{,}4\cdot10^6$ до $18\cdot10^6$ для стартового ($M_\infty \le 0{,}2$, $\alpha \to 90°$) и в диапазоне Re_L от $1{,}1\cdot10^7$ до $5\cdot10^7$ для маршевого ($M = 0{,}4...6{,}0$) участков полета для выявления зависимостей аэродинамических коэффициентов от числа Рейнольдса. Однако в силу ограниченных возможностей существующих АДТ при этом все равно не достигаются натурные значения числа Re для участка полета первой ступени, поэтому наряду с их вариацией сопоставляются результаты экспериментальных исследований на геометрически подобных моделях разного масштаба.

Проведенные исследования аэродинамических характеристик РКС «Энергия»–«Буран» для стартового участка полета ($M_\infty < 0{,}2$) в условиях поперечного обтекания ($\alpha \to 90°$) выявили существенное влияние вязкости (рис. 3.5.15). Однако уже при значениях Re_L, больших $1{,}4\cdot10^7$, наступает автомодельность (постоянство) в за-

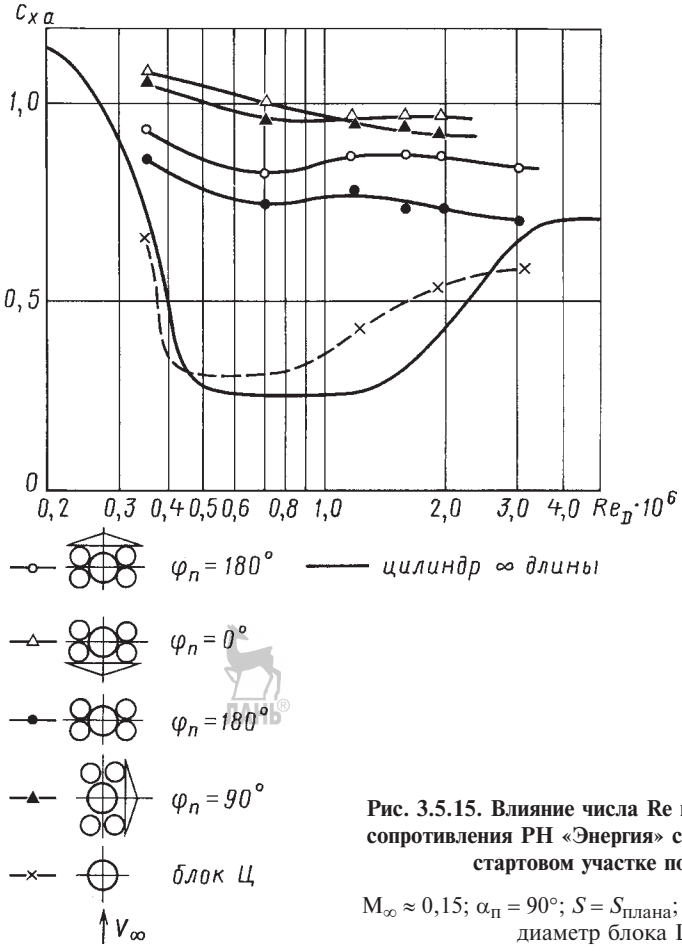


Рис. 3.5.15. Влияние числа Re на коэффициент сопротивления РН «Энергия» с ОК «Буран» на стартовом участке полета:

$M_\infty \approx 0{,}15$; $\alpha_п = 90°$; $S = S_{плана}$; $Re_D = \dfrac{V_\infty D}{\gamma}$, D — диаметр блока Ц

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

висимостях аэродинамических коэффициентов от числа Рейнольдса, что и используется при экстраполяции результатов модельных исследований на натурные условия.

Исследования для маршевого участка полета показывают, что на большей части поверхности моделей реализуется турбулентный режим течения, чему в немалой степени способствует интерференция между блоками и многочисленные выступающие элементы конструкции-надстройки (рис. 3.5.1). При этом влияние вязкости в исследованном диапазоне чисел Re_L на суммарные характеристики РКС, ОК и блоков незначительно, что связано с фиксацией мест отрыва пограничного слоя многочисленными выступающими элементами конструкции. Изменения коэффициентов не превосходят погрешностей измерений сил и моментов.

При определении аэродинамических характеристик РКС в диапазоне чисел $M_\infty \geq 6{,}0$ вопрос пересчета модельных экспериментальных данных, как правило, не возникает, так как обеспечивается подобие по числу Рейнольдса при испытаниях моделей в АДТ (рис. 3.5.12).

3.5.3. ВЛИЯНИЕ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Специфика влияния струй ДУ на аэродинамику РКС пакетных схем состоит в том, что наряду с изменением донного давления происходит перераспределение давления на значительной части боковой поверхности, вызывая изменение нормальных и поперечных сил и моментов тангажа, рыскания и крена блоков, навесных ПГ и системы в целом. По межблочным каналам влияние струй распространяется вверх по потоку на значительные расстояния.

В соответствии с одним из принятых способов приближенного моделирования струй ДУ истечением холодного воздуха высокого давления в испытаниях воспроизводятся:

– геометрия донной области РН и профили сопел ДУ;

– среднее число Маха на срезе сопел;

– отношение средних давлений на срезе сопел к давлению набегающего потока по траектории движения РН.

При этом не моделируются числа Рейнольдса внешнего потока и течения в соплах, отношение удельных теплоемкостей c_p/c_v и температурный фактор T_{oa}/T_o газа на срезе сопел, влияющие на форму границ струй и параметры вязкого слоя смешения струй с внешним потоком.

Такой способ моделирования обеспечивает определение максимальной оценки величин нормальных сил, действующих на прижатие боковых блоков и навесных полезных грузов к центральному блоку в силу большего эжектирующего действия «холодных» струй по сравнению с реальными высокотемпературными струями. В то же время занижается величина суммарной нормальной силы, действующей на отрыв, в частности ОК.

На предварительной стадии исследований такой подход оправдан, так как позволяет при сравнительно малых затратах на испытания оценить максимальный диапазон изменения нормальных сил блоков, учитывая величины c_y с влиянием струй и без него. На последующих стадиях работ требуется углубленный анализ в целях выработки рекомендаций по пересчету результатов исследований на «холодных» моделях на условия полета.

Влияние струй ДУ на аэродинамические характеристики целесообразно определять в виде приращений коэффициентов:

$$c_{x\,\mathrm{стр}} = c_x - c_{x\,\mathrm{б/стр}}, \tag{3.5.1}$$

$$c_{y\,\mathrm{стр}} = c_y - c_{y\,\mathrm{б/стр}}, \tag{3.5.2}$$

$$c_{p_\mathrm{д}\,\mathrm{стр}} = c_{p_\mathrm{д}} - c_{p_\mathrm{д}\,\mathrm{б/стр}}, \tag{3.5.3}$$

$$c_{p_\mathrm{д}} = (p_\mathrm{д} - p_\infty)/q_\infty, \tag{3.5.4}$$

где c_x, c_y, $c_{p_\mathrm{д}}$ — аэродинамические коэффициенты с учетом влияния струй; $c_{p_\mathrm{д}}$ — коэффициент донного давления; $c_{x\,\mathrm{б/стр}}$, $c_{y\,\mathrm{б/стр}}$, $c_{p_\mathrm{д}\,\mathrm{б/стр}}$ — аэродинамические коэффициенты без учета влияния струй.

Экспериментальные исследования на струйных моделях РН «Энергия» с ОК «Буран» показывают следующее:

1. Струи ДУ уменьшают давление на нижней поверхности фюзеляжа и верхней и нижней поверхностях консолей крыла (рис. 3.5.16). Зона влияния струй распространяется по верхней поверхности консолей на 0,5 длины хорды на дозвуковых/трансзвуковых скоростях и исчезает при сверхзвуковых скоростях ($M > 1{,}7$). На нижней поверхности фюзеляжа и консолей их влияние распространяется вплоть до передней кромки крыла, причем уменьшение давления из-за влияния струй происходит более интенсивно, чем на верхней

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

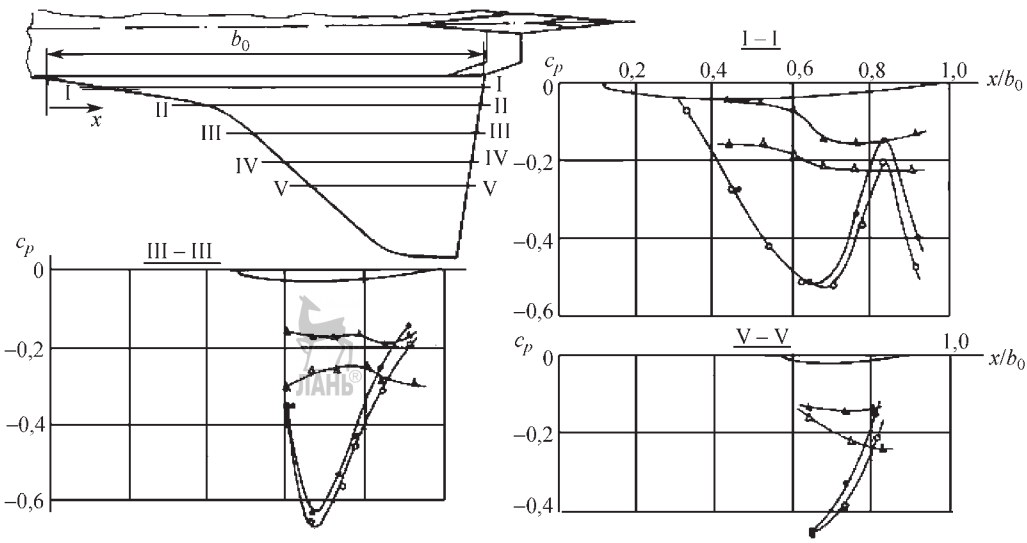


Рис. 3.5.16. Влияние струй ДУ РН «Энергия» на распределение коэффициента давления по поверхности консолей крыла ОК «Буран» при $M_\infty \approx 0{,}63$ и $\alpha_п = 0°$; модель М1:200, У-3М ЦНИИМаш:
○ — верхняя поверхность с работающими ДУ РН; △ — нижняя поверхность с работающими ДУ РН; ● — верхняя поверхность с неработающими ДУ РН; ▲ — нижняя поверхность с неработающими ДУ РН

подветренной поверхности крыла. В результате эжекции струй на ОК действует при нулевом угле атаки составляющая нормальной силы $c_{y_1\,стр} = c_{y_1} - c_{y_1\,б/стр}$, отрицательная по знаку, прижимающая ОК к блоку Ц (рис. 3.5.17). Величина коэффициента струйной составляющей нормальной силы ОК практически линейно зависит от приращения коэффициента донного давления ($c_{p_{д\,стр}} = c_{p_д} - c_{p_{д\,б/стр}}$) за счет влияния струй.

Этот вывод используется для пересчета результатов модельных исследований на натурные условия с использованием полученных экспериментально корреляционных зависимостей $c_{y_1\,стр} = f(c_{p_{д\,стр}})$. При этом первоначально определяются ожидаемые в полете

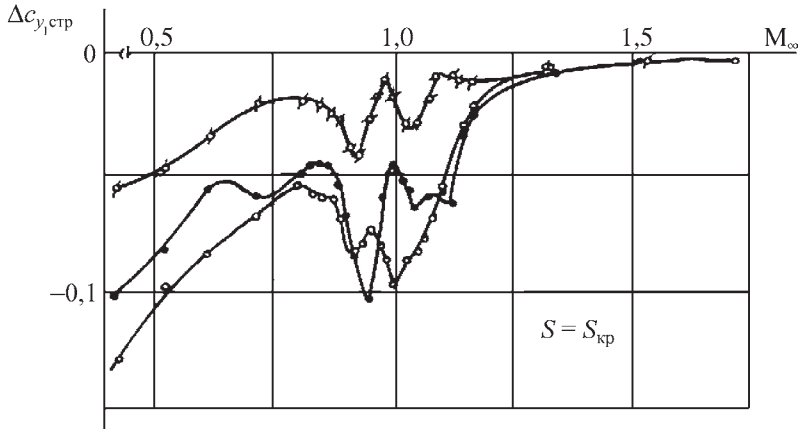


Рис. 3.5.17. Влияние струй ДУ РН «Энергия» на коэффициент нормальной силы ОК «Буран» (модель М1:50, Т-109 ЦАГИ):
● — $\alpha_п = 0°$; ☋ — $\alpha_п = 6°$, $\varphi_п = 180°$; ○ — $\alpha_п = 6°$, $\varphi_п = 0°$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

донные давления, а затем, с помощью корреляционных зависимостей, значения струйной составляющей нормальной силы для натурных условий. После пересчета существенно уменьшаются величины коэффициентов нормальной силы, действующей на прижатие, и несколько увеличиваются коэффициенты нормальной силы на отрыв ОК от блока Ц, что обеспечивает хорошее согласование расчетных данных по аэродинамическим характеристикам с результатами летных испытаний.

3.5.4. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ НАГРУЖЕНИЕ ВЫСТУПАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ. МЕТОДЫ СНИЖЕНИЯ НАГРУЗОК

Для РН характерно наличие на боковой поверхности многочисленных выступающих элементов конструкции — обтекателей бортовой кабельной сети, трубопроводов, антенн различного типа и т.д. (рис. 3.5.1).

В случае многоблочных РН интерференция между параллельно расположенными блоками и ПГ оказывает существенное влияние на нагружение выступающих элементов. Часто аэродинамические нагрузки являются определяющими не только для выступающих элементов, но и для тонкостенных оболочек баков РН в местах крепления надстроек, что представляет одну из наиболее серьезных проблем в процессе проектирования. Поэтому исследования аэродинамических характеристик выступающих элементов конструкции, выбор их оптимальной формы и поиск способов уменьшения нагрузок весьма важны.

Сложность решения данной задачи определяется прежде всего пространственной структурой течения у поверхности РН с многочисленными зонами отрыва и скачками уплотнения и малой изученностью особенностей обтекания надстроек, расположенных в зонах интерференции. Кроме того, в случае многоблочных компоновок со сменными навесными ПГ (ОК, ГТК и т.д.) вариация их формы сопровождается изменением параметров течения вблизи выступающих элементов и величин аэродинамических нагрузок, действующих на них, что требует детальных исследований для всех рассматриваемых вариантов компоновки в целях определения максимальных нагрузок на надстройки и обеспечения их прочности в составе любой из рассматриваемых модификаций РКС без доработок конструкции.

Один из наиболее распространенных выступающих элементов конструкции — трубопроводы различного назначения. Так, на боковой поверхности центрального и боковых блоков РН «Энергия» расположены многочисленные трубопроводы циркуляции и наддува баков горючего и окислителя, управляющего давления и термостатирования. Трубопроводы крепятся с зазором к корпусам блоков с помощью специальных кронштейнов, расположенных вдоль образующих корпуса с шагом от 1,5 до 3,0 м.

На участке выведения аэродинамические силы и моменты, действующие на трубопроводы, обуславливают появление значительных нагрузок в местах крепления опор трубопроводов к тонкостенным оболочкам баков. В ряде случаев эти нагрузки являются расчетными для оболочек баков. Особенно остро эта проблема стоит для трубопроводов, расположенных на поверхности баков в зоне интерференции вблизи носовых частей навесных ПГ, где характерны большие углы скоса потока (рис. 3.5.4).

В случае РН «Энергия» наиболее негативное влияние на нагружение трубопроводов оказывает ГТК, имеющий максимальную длину из всех навесных ПГ (рис. 3.5.2), зона влияния которого распространяется далеко вверх по потоку. Анализ эпюр распределения давления и нормальной силы по длине центрального блока показывает, что на поверхности блока Ц в зоне расположения носовой части ГТК реализуется интенсивное поперечное течение из под ГТК в сторону трубопроводов. При этом знак угла скоса потока противоположен знаку угла скоса, индуцируемого вблизи трубопроводов носовыми частями боковых блоков, а величина угла стремится к 90°.

Для исследования аэродинамического нагружения трубопроводов используются крупномасштабные модели с дренированными трубопроводами, геометрически подобные исполнительному варианту РН. Типовые схемы дренирования и конструктивное выполнение дренажа на модели центрального блока РН «Энергия» показаны на рис. 3.5.18.

В каждом сечении трубопровода устанавливается четыре дренажные точки, что позволяет по результатам измерений в них статического давления оценивать аэродинамические

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

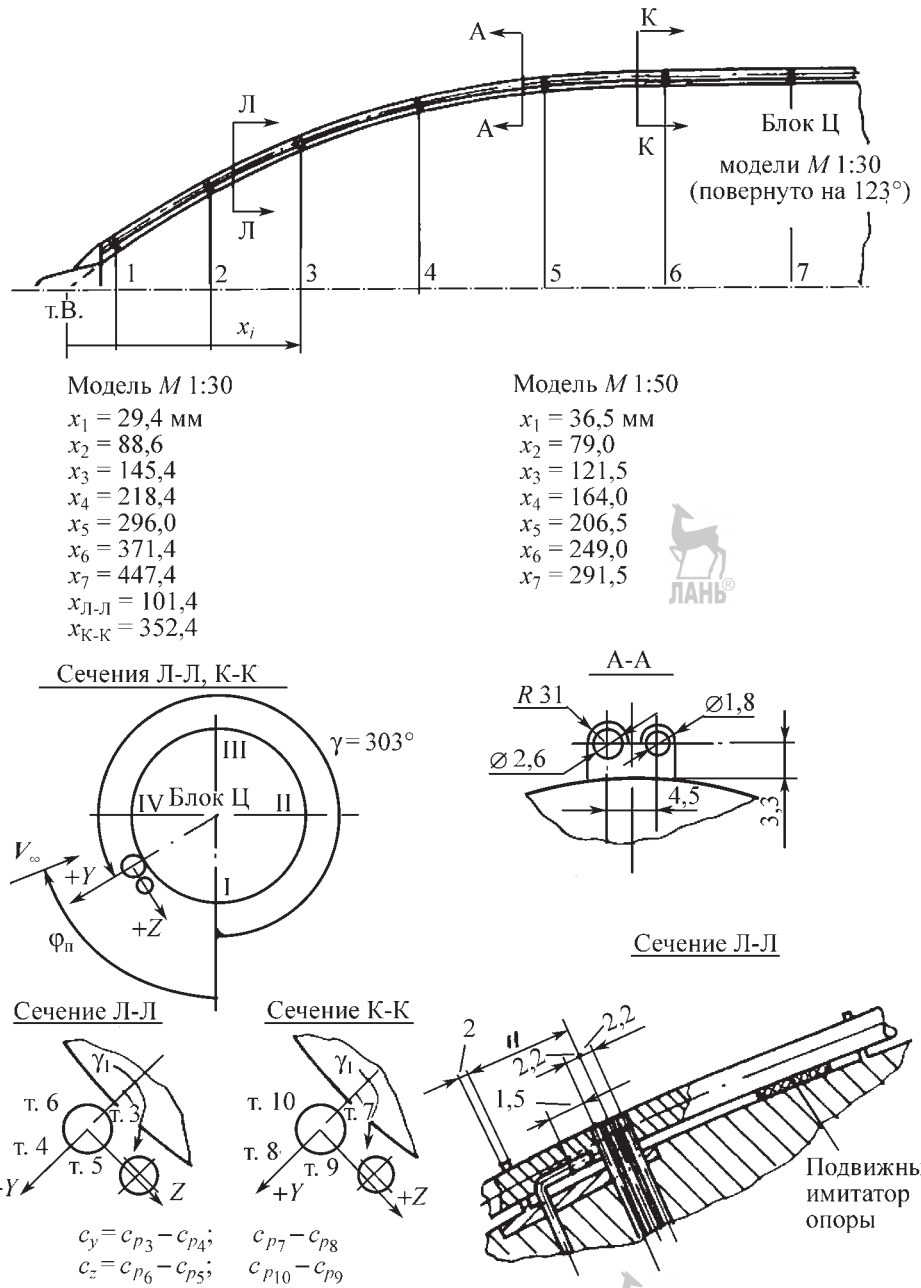


Рис. 3.5.18. Схема дренирования трубопроводов на модели центрального блока РН «Энергия»

силы, действующие на отрыв/прижатие (сила Y) и сдвиг (сила Z) трубопровода. Одновременно с измерениями давления осуществляется визуализация течения на поверхности модели методом масляной пленки. В тех случаях когда позволяет масштаб, может осуществляться прямое взвешивание участков трубопроводов между опорами с помощью внутримодельных тензовесов, размещаемых внутри трубопровода или в корпусе модели.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Результаты исследований показывают, что максимальные значения коэффициентов сил достигаются при M = 0,8...1,7. Этот диапазон соответствует максимальным скоростным напорам на участке выведения. Уже при нулевом угле атаки на трубопровод действуют значительные аэродинамические силы, обусловленные влиянием корпуса блока (рис. 3.5.19), нормальная сила на участке трубопровода за опорой действует на прижатие, а на участке перед опорой — на отрыв от корпуса.

При углах атаки, отличных от нулевого, наблюдается перераспределение давления и изменение коэффициентов нормальной и поперечной сил в сечениях трубопровода. Характер его влияния зависит от аэродинамического угла крена РН, наиболее значительно оно проявляется при углах крена, равных 150 и 330°. При этом трубопровод, установленный относительно плоскости I блока Ц на улге γ, равном 303°, повернут относительно плоскости угла атаки на угол, приблизительно равный 90° (рис. 3.5.18), зависимости коэффициентов сил от α нелинейны.

Для выявления особенностей течения около трубопроводов в зонах интерференции с большими местными скосами потока (α_s от 60 до 90°) часто используется аналоговое моделирование с использованием гидроканалов. В силу низкой стоимости таких испытаний может быть проведен значительный объем предварительных исследований по поиску оптимальных зазоров между трубопроводом и «стенкой» (корпусом блока), способам уменьшения нагрузок. Эти исследования позволяют выявить основные особенности и закономерности обтекания и нагружения трубопроводов.

С учетом результатов аналоговых испытаний обтекания фрагмента трубопровода, расположенного у «стенки» в поперечном потоке, получены данные по влиянию величины зазора между поверхностью блока и трубопроводом и наличия рядом с рассматриваемым других, параллельно расположенных, трубопроводов.

Аналоговые испытания успешно использованы для выбора оптимальной формы зализов-обтекателей, напениваемых на поверхность центрального блока РН «Энергия» в целях снижения аэродинамических нагрузок на узлы крепления трубопроводов до допустимых пределов с различными вариантами навесных ПГ. Оптимальность решения определялась минимальной площадью поперечного сечения обтекателей относительно дополнительного веса конструкции блока при ус-

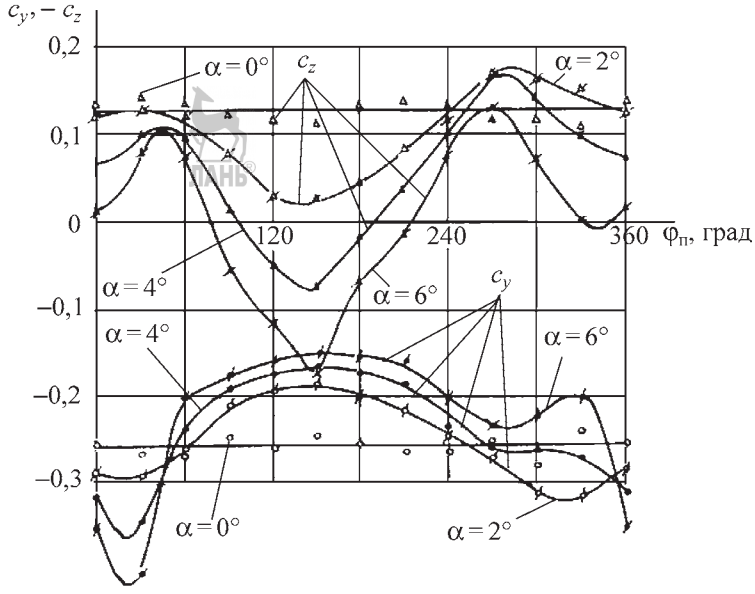


Рис. 3.5.19. Зависимость от $\alpha_п$ и $\varphi_п$ коэффициентов сил c_y, c_z в сечении трубопровода центрального блока РН «Энергия» (модель М1:30, Т-109 ЦАГИ)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

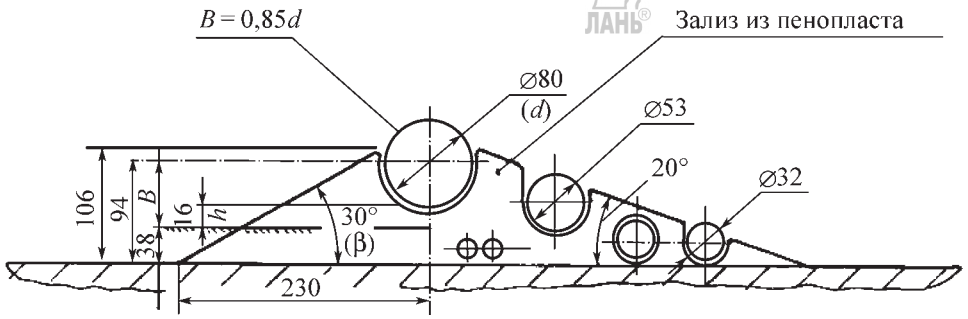


Рис. 3.5.20. Поперечное сечение обтекателя трубопроводов на носовой части центрального блока РН «Энергия»

ловии обеспечения допустимых нагрузок на узлы крепления трубопроводов.

Поперечное сечение обтекателя трубопроводов на носовой части центрального блока РН «Энергия» и влияние зализов-обтекателей на аэродинамическое нагружение трубопроводов показаны на рис. 3.5.20 и 3.5.21.

Правильность принятого решения подтверждена результатами натурных испытаний РН с макетом ПГ и ОК «Буран». В указанных пусках углы аэродинамического крена РН в диапазоне максимальных скоростных напоров составляли примерно 330° в варианте с макетом ПГ и примерно 150° в варианте с ОК, что соответствует режимам максимального нагружения трубопроводов.

Форма зализов и способ их нанесения на поверхность блока защищены патентами.

При параллельной прокладке трубопроводов разного диаметра аналогичный эффект уменьшения аэродинамических нагрузок можно получить за счет соответствующего расположения трубопроводов в пучке. Для этого огибающей внешних обводов поперечного сечения пучка труб следует быть аналогичной форме поперечного сечения зализа, а расстояния между трубами не должны превышать размер диаметра трубы.

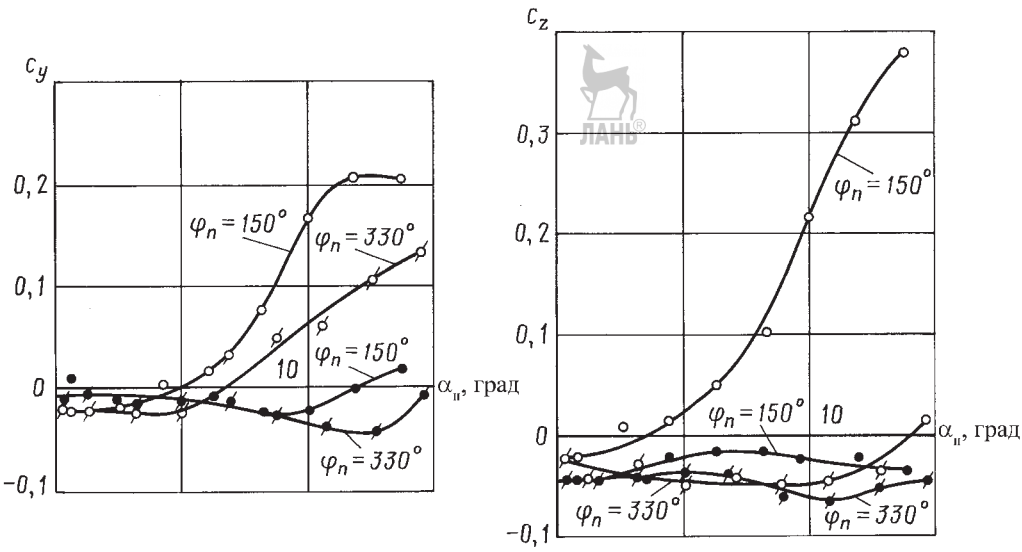


Рис. 3.5.21. Влияние зализов-обтекателей на аэродинамическое нагружение трубопроводов на носовой части центрального блока РН «Энергия» при M_∞ = 0,9:
без зализаов — ○ — $\varphi_п$ = 150°; ◌ — $\varphi_п$ = 330°; с зализами — ● — $\varphi_п$ = 150°; ◐ — $\varphi_п$ = 330°

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3.5.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЛОКОВ МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ В ПРОЦЕССЕ ИХ ОТДЕЛЕНИЯ

Одним из наиболее сложных вопросов аэродинамики многоблочных компоновок, решаемых в процессе проектирования, является определение характеристик отделяемых ПГ и отработавших ракетных блоков в процессе разделения.

На основании анализа аэродинамических сил и моментов, действующих на блоки, выбираются средства разделения и формируются циклограммы их работы, обеспечивающие безударное разделение блоков. В качестве средств разделения используются специальные двигатели разделения, как в случае отделения боковых блоков РН «Энергия», или энергия газов наддува баков отработавших блоков РН «Союз».

В ряде случаев для отделения используются аэродинамические силы и моменты отделяемых блоков путем формирования специальных условий перед разделением (за счет создания нужного угла атаки), например, отделение ОК «Буран» в штатных и нештатных ситуациях (рис. 3.5.22).

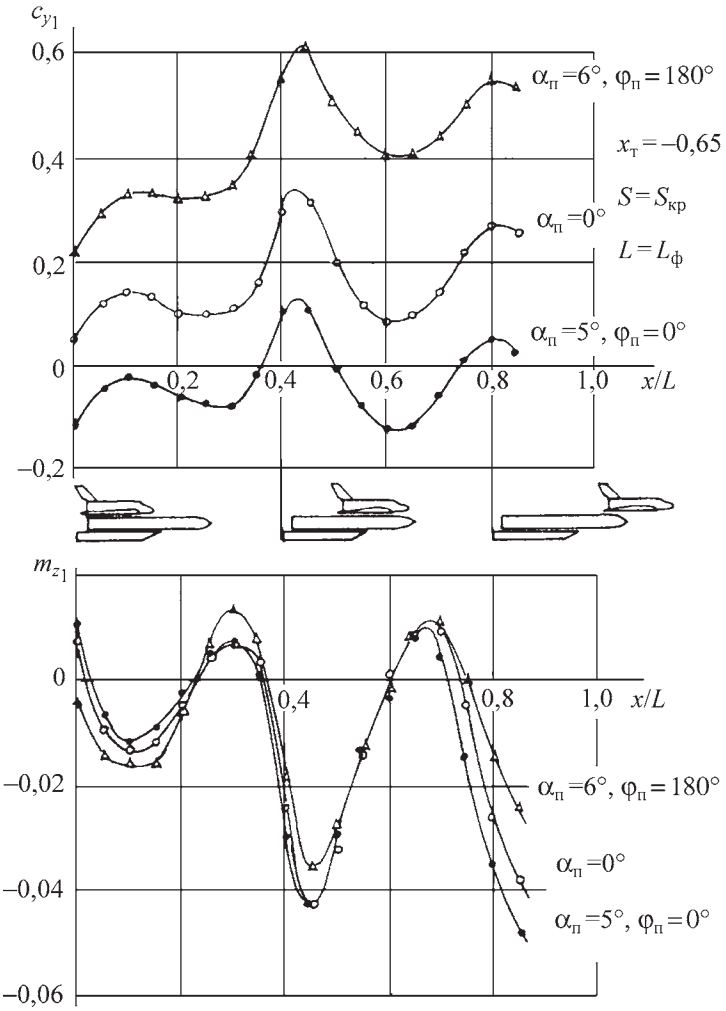


Рис. 3.5.22. Влияние изменения относительного положения РН «Энергия» и ОК «Буран» в процессе разделения на аэродинамические характеристики корабля при M_∞ = 0,6

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Сложность задачи определяется следующими факторами:

• многообразием относительных положений разделяющихся блоков — уходящего (продолжающего полет) и отбрасываемого, для которых требуется определение характеристик;

• сложностью интерференционной картины течения около разделяющихся объектов и ее непрерывной трансформацией в процессе разделения;

• большими относительными расстояниями между разделяющимися блоками, при которых влияние интерференции остается значительным, что требует существенного увеличения рассматриваемой области относительных положений при расчетных или экспериментальных исследованиях;

• необходимостью решения задачи для различных режимов течения (M, α, H) по траектории полета в связи с возможностью возникновения нештатных ситуаций и необходимостью более раннего отделения блоков или ПГ по сравнению со штатным полетом.

При исследованиях процессов разделения наряду с изменениями числа Маха, углов атаки $\alpha_п$ (пространственных) и аэродинамического крена $\varphi_п$ системы разделяющихся объектов изменяются относительное угловое положение блоков и расстояние между ними. В результате задача становится многопараметрической. Для ее практического решения необходимо сформировать ограниченное число расчетных случаев, которые охватывают наиболее критические ситуации. Даже при таком подходе объем исследований остается огромным.

В целях уменьшения объема расчетных и экспериментальных исследований проводятся предварительные исследования процессов разделения с использованием оценочных значений аэродинамических характеристик, получаемых с помощью приближенных методов расчета. Задача этого этапа представляет собой получение диапазона параметров траекторий относительного движения разделяющихся объектов, что позволяет значительно уменьшить область исследований.

Определение аэродинамических характеристик разделяющихся блоков сложных форм осуществляется, в основном, экспериментальным путем. Возможности расчетных методов при решении таких задач весьма ограничены и используются, как правило, для анализа обтекания ракет и грузов достаточно простой формы и малой размерности, подвешиваемых под фюзеляжами или крыльями самолетов.

Определение аэродинамических характеристик параблоков (связка из двух боковых блоков) РН «Энергия» в процессе их отделения от центрального блока с установленным на нем ОК «Буран» или навесными ПГ, а также ОК и центрального блока в процессе их разделения на участке полета второй ступени осуществлялось, в основном, экспериментально с привлечением приближенных расчетных методов для оценки аэродинамических характеристик в ситуациях, когда постановка эксперимента была невозможна или требовала неоправданно больших финансовых затрат. К таким ситуациям относились, в частности, расчетные случаи, когда относительный угол между продольными осями ОК и блока составлял 60...90° в плоскости тангажа.

Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик разделяющихся объектов в АДТ проводят с использованием специальных автоматизированных стендов (см. п. 3.3.1). Стенды обеспечивают возможность непрерывного или дискретного относительного перемещения блоков в процессе одного испытания без останова АДТ. Одновременно с помощью внутримодельных или трубных весов измеряют силы и моменты, действующие на блоки. Такой подход позволяет на два-три порядка уменьшить объем испытаний и затраты на его проведение, несмотря на необходимость дополнительных затрат на создание стендов, автоматики его управления в процессе испытаний и регистрацию показаний тензовесов. Одновременно повышается точность определения аэродинамических характеристик по сравнению с вариантом дискретных испытаний с остановом трубы для изменения относительного положения моделей блоков.

Для такого ряда экспериментальных исследований характерна повышенная погрешность определения аэродинамических характеристик, что обусловлено использованием моделей меньшего масштаба (~ в два-три раза) по сравнению с испытаниями неразделяющихся моделей. Это связано с ограниченными размерами рабочих частей существующих АДТ и необходимостью относительного перемещения моделей разделяющихся

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

блоков в продольном и поперечном направлениях. На моделях уменьшенного масштаба, как правило, нельзя воспроизвести многие выступающие элементы конструкции, которые влияют на аэродинамические характеристики.

В целях уменьшения влияния этого фактора применяется следующий подход к формированию характеристик:

• экспериментально определяются аэродинамические характеристики c_i, m_i, где $i = x, y, z$ разделяющихся моделей (уменьшенного масштаба) при разных относительных положениях, а также в изолированном состоянии, вне зоны влияния одного тела на другое. Целесообразно обе характеристики получить в одном опыте для исключения дополнительных погрешностей, связанных с различиями в параметрах потока в разных опытах;

• по результатам испытаний определяются интерференционные составляющие аэродинамических коэффициентов, обусловленные взаимным влиянием разделяющихся блоков:

$$\Delta c_i = c_{i\,\text{СП}} - c_{i\,\text{АП}}, \qquad (3.5.5)$$

$$\Delta m_i = m_{i\,\text{СП}} - m_{i\,\text{АП}}, \qquad (3.5.6)$$

где коэффициенты с индексом СП соответствуют характеристикам с учетом взаимного влияния разделяющихся блоков, а с индексом АП — в автономном движении;

• на крупномасшабных моделях исполнительного варианта изолированных блоков определяются коэффициенты $c^*_{i\,\text{АП}}$, $m^*_{i\,\text{АП}}$;

• суммированием составляющих Δc_i, Δm_i, и $c^*_{i\,\text{АП}}$, $m^*_{i\,\text{АП}}$ определяются характеристики для исследования процессов разделения:

$$c^*_i = c^*_{i\,\text{АП}} + \Delta c_i, \qquad (3.5.7)$$

$$m^*_i = m^*_{i\,\text{АП}} + \Delta m_i. \qquad (3.5.8)$$

Такая методология формирования исходных данных позволяет уменьшить погрешности определения аэродинамических характеристик благодаря уменьшению погрешностей основных составляющих $c^*_{i\,\text{АП}}$ и $m^*_{i\,\text{АП}}$, так как величины интерференционных составляющих сил и моментов, как правило, не превышают 30...40 % от суммарных значений коэффициентов.

Такая технология использована при формировании исходных данных по аэродинамике для исследования процессов отделения параблоков РН «Энергия» с ОК «Буран» и навесными ПГ, а также процесса отделения ОК «Буран» от центрального блока РН «Энергия» на участке полета второй ступени.

Летные испытания РН «Энергия» с макетом ПГ и ОК «Буран» подтвердили правильность методического подхода к формированию аэродинамических характеристик разделяющихся объектов.

3.5.6. ОСОБЕННОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ

В целях достижения минимального веса РКС осуществляется оптимизация ее аэродинамической компоновки, которая проводится параллельно с выбором оптимального числа и соотношения масс ступеней и блоков, их габаритов, конструктивно силовой схемы РКС, материалов конструкции и решением ряда других вопросов. Одновременно решается задача выбора конфигурации и геометрических параметров отдельных блоков и навесных ПГ.

При проектировании РКС задача оптимизации аэродинамической компоновки не может быть решена в ее классической постановке по следующим причинам:

1. Наличие ряда ограничений не позволяет варьировать геометрическими параметрами компоновки во всем требуемом диапазоне исследований для отыскания экстремумов функций.

2. Противоречивость критериев оптимальности аэродинамических характеристик при решении различных задач проектирования РКС, баллистики, прочности, управляемости РН и безударного отделения блоков РН и пр., требует поиска компромиссного решения. Так, уменьшение коэффициента продольной силы боковых блоков с верхним узлом крепления к центральному блоку увеличивает нагрузки на них и верхний узел крепления их к центральному блоку, но уменьшает энергетические потери на участке выведения. Увеличение межосевого расстояния между навесными ПГ и центральным блоком улучшает условия отделения грузов, но увеличивает аэродинамические нагрузки на ПГ, силовые связи и возмущающий момент крена, действующие на РКС в целом, и т.д.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3. В случае использования одной и той же РН, как в случае РН «Энергия», для выведения навесных ПГ, существенно отличающихся друг от друга формой и габаритами, решение также может быть неоптимальным в связи с необходимостью обеспечения управляемости РКС с различными грузами без доработки системы управления.

К числу ограничений при выборе аэродинамической компоновки можно отнести фиксированные длины и диаметры ракетных блоков и навесных ПГ, выбранные из условия оптимальности соотношения масс ступеней РН и возможностей производственной базы, а также из условий воздушного и наземного транспортирования блоков и грузов.

При этом размеры отсеков ПГ определяются размерами КА и кораблей, выводимых на данной РН. При наземной транспортировке железнодорожным и автомобильным транспортом диаметры блоков ограничиваются примерно до 4 м. Грузы больших размеров приходиться перевозить воздушным транспортом, как правило, на внешней подвеске. Воздушная транспортировка обуславливает значительное удорожание проекта (и стоимость запуска) и требует решения сложной задачи создания (или доработки) самолета-носителя и исследования его аэродинамических характеристик с подвешенным грузом на всех режимах полета. Примером такого транспортирования является перевозка баков РН «Энергия» и ОК «Буран» с заводов изготовителей к месту старта на самолетах 3МТ и «Мрия».

Принятая из условия минимизации нагрузок конструктивно-силовая схема РКС также ограничивает возможности изменения относительного положения блоков и навесных ПГ. Аэродинамическая компоновка ОК «Буран» выбиралась, в основном, из условия оптимальности обводов для основного участка функционирования — участка спуска с орбиты.

Определенные ограничения могут быть связаны с геометрией стартового сооружения, выбираемой из условий минимизации газодинамических и тепловых воздействий на РКС.

В ряде случаев ограничения по геометрическим параметрам блоков диктуются технологическими возможностями производства. Поэтому при создании РКС решается задача частичной оптимизации компоновки, т.е. выбора рациональной аэродинамической компоновки с учетом заданных ограничений, максимально удовлетворяющей требованиям минимального нагружения ПГ и блоков, баллистики, устойчивости и управляемости РКС с различными навесными полезными грузами, а также условиям безударного отделения отработавших блоков. При этом ввиду вышеуказанных ограничений при выборе того или иного геометрического параметра отыскивается, как правило, не оптимальное его значение, а значение, обеспечивающее получение экстремальных величин определяющей аэродинамической характеристики в разрешенном диапазоне изменения геометрических параметров.

Проблема оптимизации многоблочной РКС представляет собой многопараметрическую как по числу варьируемых геометрических параметров, так и по числу оптимизируемых функций: суммарные аэродинамические характеристики системы, отдельных блоков и ПГ, местные параметры течения, аэродинамические нагрузки на отдельные выступающие элементы конструкции и т.д.

Выбор рациональной аэродинамической компоновки многоблочных РКС принципиально отличается от подходов к оптимизации моноблочных конфигураций, что связано прежде всего со значительным влиянием интерференции между параллельно расположенными блоками на аэродинамику таких систем. Параллельное расположение блоков РН и навесных полезных грузов и интерференция между ними, многорежимность работы системы по числам Маха и углам атаки и крена, пространственный характер течения и наличие многочисленных отрывных зон и скачков уплотнения в поле течения, влияние струй ДУ делают задачу оптимизации компоновки значительно более сложной по сравнению с оптимизацией обводов традиционных моноблочных РН.

Рекомендации по данному вопросу, изложенные в работах [1, 2] и др. для моноблочных конфигураций могут быть использованы лишь частично для совершенствования обводов отдельных блоков РН.

Оптимизация проводится в целях:

- снижения аэродинамических нагрузок, действующих на блоки РН, навесные ПГ и выступающие элементы конструкции;
- уменьшения влияния сменных навесных ПГ и их положения на суммарные аэродинамические характеристики системы и обеспе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

чения управляемости модификаций РКС с различными грузами без доработки системы управления;

• уменьшения коэффициентов лобовой и донной продольных сил РН для увеличения энергетических возможностей РКС;

• минимизации влияния струй маршевых ДУ на суммарные аэродинамические характеристики и нагрузки;

• уменьшения локальных нагрузок и перепадов давления на каркасные отсеки и обтекатели (выступающие элементы конструкции);

• обеспечения безударного отделения боковых блоков и ПГ от центрального блока в штатных и нештатных ситуациях.

Оптимизация ведется по следующим направлениям:

• выбор относительного положения блоков РН и навесных ПГ на РН с учетом заданных ограничений;

• совершенствование формы навесных ПГ и блоков РН;

• совершенствование формы выступающих элементов конструкции РН;

• выработка рекомендаций по способам снижения аэродинамических нагрузок на отдельные элементы конструкции РКС при установке на РН различных ПГ.

В процессе оптимизации компоновки выявлено, что формы и относительные положения блоков, оптимальные для одних аэродинамических характеристик, оказываются далеко неоптимальными для других. Это характерная особенность пакетных схем, требующая поиска компромиссных решений в целях получения удовлетворительного результата по всем или группе определяющих характеристик.

В связи с ограниченными возможностями существующих расчетных методов задача выбора рациональной аэродинамической компоновки РКС решается, в основном, экспериментально с привлечением обширных методических экспериментальных и расчетных данных по аэродинамике моноблочных конфигураций.

Влияние интерференции на аэродинамику многоблочных систем

На аэродинамику пакетных схем существенное влияние оказывает интерференция между параллельно расположенными блоками и навесными полезными грузами. Поэтому аэродинамические характеристики таких РКС определяются не столько формой блоков, сколько интерференцией между ними. Эпюры распределения коэффициентов давления и сил по длине центрального блока РН и навесного ПГ, представленные на рис. 3.5.3, 3.5.4, наглядно демонстрируют влияние интерференции.

Результаты исследований показывают, что интерференция может оказывать как положительное, так и отрицательное влияние на аэродинамику многоблочных РКС. Поэтому специфика оптимизации аэродинамических компоновок многоблочных РКС пакетных схем состоит прежде всего в выборе оптимального относительного положения блоков РН и навесных ПГ. Правильный выбор относительного положения элементов РКС позволяет максимально использовать положительные эффекты интерференции и исключить или свести к минимуму отрицательное (нежелательное) ее влияние. За счет незначительных изменений относительного положения блоков РН и ПГ можно добиться зачастую существенных изменений аэродинамических характеристик как системы в целом, так и отдельных ее элементов.

Роль элементов компоновки в формировании аэродинамических характеристик

При выборе рациональной аэродинамической компоновки важно представлять роль каждого ее элемента в формировании аэродинамических характеристик РКС. Это позволяет правильно определить ключевые направления совершенствования компоновки и добиться положительного результата с минимальными затратами. Поэтому совершенствованию компоновки должны предшествовать целенаправленные исследования по этому вопросу. Отдельные результаты таких исследований, выполненных для РН «Энергия» с ОК и навесными ПГ, представлены на рис. 3.5.23...3.5.26.

Рассмотренные выше результаты позволяют выбрать основные направления и способы совершенствования аэродинамической компоновки.

В дальнейшем изложении совершенствование формы многоблочной компоновки рассматривается на примере системы «Энергия»—«Буран». Перечень и диапазоны изменения параметров, варьировавшихся в процессе выбора аэродинамической компоновки показаны на рис. 3.5.27.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

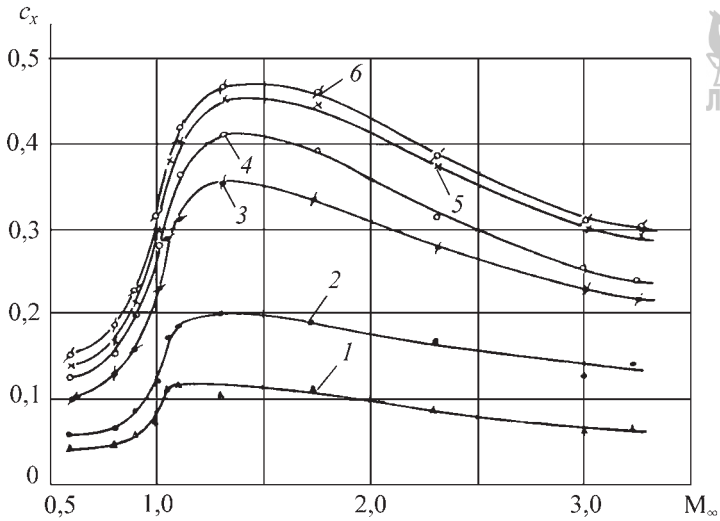


Рис. 3.5.23. Влияние элементов компоновки на коэффициент продольной силы РН «Энергия» с ОК «Буран»:
$S = S_{кр}$, 1 — ОК; 2 — ОК + блок Ц; 3 — ОК + блок Ц + 4 блока А; 4 — ОК + блок Ц + 4 блока А + задние обтекатели пусковой установки; 5 — ОК + блок Ц + 4 блока А + задние и передние обтекатели пусковой установки; 6 — ОК + блок Ц + 4 блока А + задние и передние обтекатели пусковой установки + силовые связи

Оптимизация аэродинамической компоновки РН «Энергия»

При заданных длинах и диаметрах центрального и боковых блоков РН их относительное продольное положение выбиралось, в основном, из условия минимизации влияния струй на аэродинамические характеристики ОК и коэффициент донной силы РКС.

Задача решалась при следующих граничных условиях:

- срезы сопел боковых и центрального блоков должны располагаться в одной плоскости;
- величины аэродинамических нагрузок на сопла не должны превышать усилий, допускаемых рулевыми приводами качающихся камер сгорания ДУ;
- продольное положение корпусов центрального и боковых блоков определяется их конструктивно-силовой схемой и положением межблочных силовых связей, и допускается минимальное изменение их относительного положения.

При заданных граничных условиях практически исключалось изменение относительного продольного положения блоков. Поэтому уменьшение влияния струй ДУ достигалось за счет увеличения выноса сопел l_a за донный срез блоков и разного по длине РКС положения донных срезов корпусов центрального и боковых блоков (рис. 3.5.27). Последнее позволило увеличить расстояние от выходного сечения межблочных каналов до среза сопел и уменьшить отрицательное влияние струй на течение вблизи боковой поверхности блоков и ОК.

Определяющее влияние на аэродинамические характеристики, особенно ОК, в дозвуковом/трансзвуковом диапазонах скоростей оказывают струи ДУ боковых блоков, что обусловлено большей, чем на центральном блоке, тягой и, соответственно, эжектирующей способностью струй этих ДУ. Особенно значительно влияние ДУ блоков, расположенных непосредственно под консолями крыла ОК. Поэтому ОК «Буран» максимально сдвинут в осевом направлении от среза боковых блоков в направлении носовой части центрального блока.

Увеличение выноса сопел центрального блока способствовало также предотвращению раннего отрыва пограничного слоя на боковой поверхности хвостового отсека центрального блока перед факелом струй маршевых ДУ при больших нерасчетностях (от-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

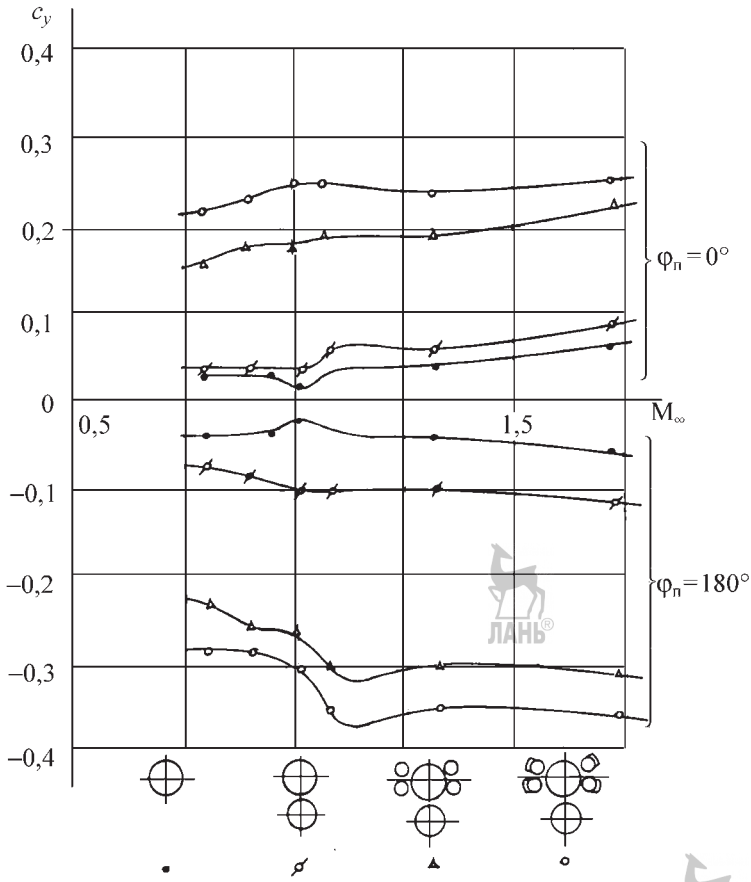


Рис. 3.5.24. Влияние элементов компоновки на коэффициент нормальной силы РН «Энергия» с ГТК ($\alpha_п = 6°$, $S = S_{кр}$):
● — изолированный центральный блок; ☋ — центральный блок с навесным полезным грузом; △ — центральный блок с навесным полезным грузом и боковыми блоками без надстроек; ○ — центральный блок с навесным полезным грузом и боковыми блоками с надстройками

ношениях статического давления на срезе сопла ДУ к атмосферному давлению на данной высоте) на участке полета второй ступени. Возникновение отрыва могло приводить к появлению дополнительных возмущающих сил и моментов, действующих на вторую ступень, и повышенному нагреву хвостовой части блока и ОК.

При выбранной геометрии хвостовой части РН получены уровни донного давления, близкие к величинам давления при неработающих ДУ, а на некоторых режимах ($M_\infty > 1{,}0$) и превышающие их. В сочетании с разреженностью компоновочной схемы это позволило не только минимизировать величину продольной донной силы различных модификаций РКС, но и получить при $M > 1{,}3$ вместо сопротивления приращение тяги, что подтверждено результатами натурных испытаний РН «Энергия» с макетом ПГ и ОК «Буран».

Достигнутое уменьшение разрежения в донной области позволило уменьшить и величины струйных составляющих нормальной силы ОК, и его консолей. Измерения давления на боковой поверхности боковых блоков А, центрального блока Ц и макета ПГ при натурных испытаниях подтвердили, что влияние струй ДУ локализуется вблизи донных срезов блоков и распространяется вверх по потоку на расстояние не более одного калибра боковых блоков.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

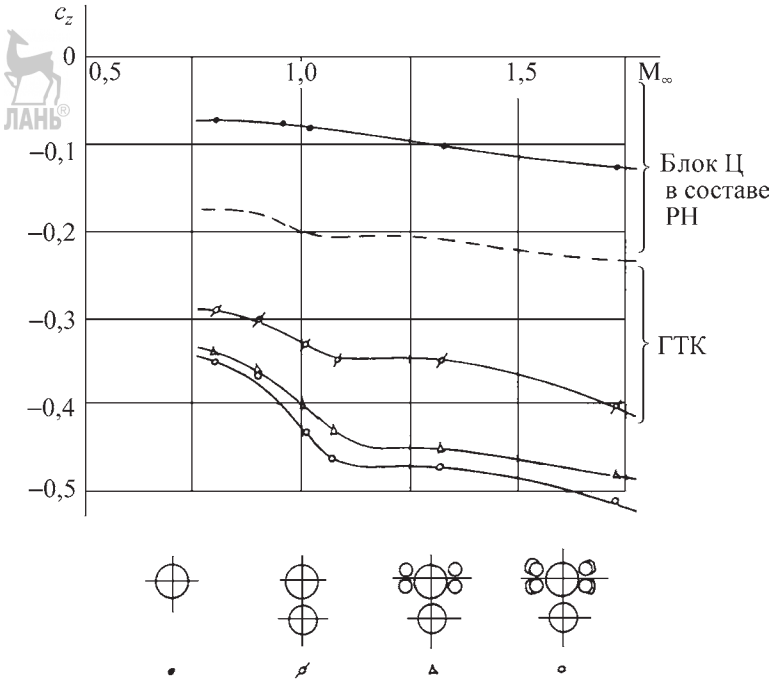


Рис. 3.5.25. Влияние элементов компоновки на коэффициент поперечной силы РН «Энергия» с ГТК ($\alpha_п = 10°$, $\gamma_п = 90°$, $S = S_{кр}$):

● — изолированный центральный блок; ⌀ — центральный блок с навесным полезным грузом; △ — центральный блок с навесным полезным грузом и боковыми блоками без надстроек; ○ — центральный блок с навесным полезным грузом и боковыми блоками с надстройками

При выборе углового положения боковых блоков основное внимание уделялось:

- уменьшению влияния струй ДУ на нагружение консолей крыла ОК;
- улучшению условий отделения ОК от первой ступени РН в нештатных ситуациях;
- уменьшению момента крена РКС при косой обдувке;
- уменьшению аэродинамических нагрузок на сам боковой блок.

Для достижения положительного результата необходимо было максимально увеличить зазор между консолями крыла и боковыми блоками РН при уменьшении зазора между центральным блоком и ОК, что достигалось за счет несимметричного расположения боковых блоков относительно горизонтальной плоскости II-IV системы по сравнению с исходным вариантом (см. рис. 3.5.27). Внедрение этого предложения позволило увеличить минимальное расстояние между нижней поверхностью крыла и обтекателями посадочных устройств блоков до 0,95...1,15 м и предельно уменьшить зазор примерно до 350 мм между ОК и блоком Ц в критическом сечении продольного канала. Несимметричное относительно плоскости II-IV положение блоков А и уменьшение зазора между центральным блоком и ОК привело также к увеличению противомомента крена РН в составе РКС и уменьшению коэффициента момента крена всей системы в диапазоне максимальных скоростных напоров (см. рис. 3.5.26).

Уменьшение зазора между двумя соседними боковыми блоками с углового расстояния 54,5° (в предварительной компоновке до 43,5°) в исполнительном варианте и объединение их в параблок позволило значительно снизить аэродинамические силы, действующие на блоки, особенно нормальную. Данные, приведенные на рис. 3.5.28, показывают, что коэффициенты аэродинамических сил и моментов блоков в принятом варианте параблока на 20...100 % меньше соответствующих коэффициентов одиночных боковых блоков в

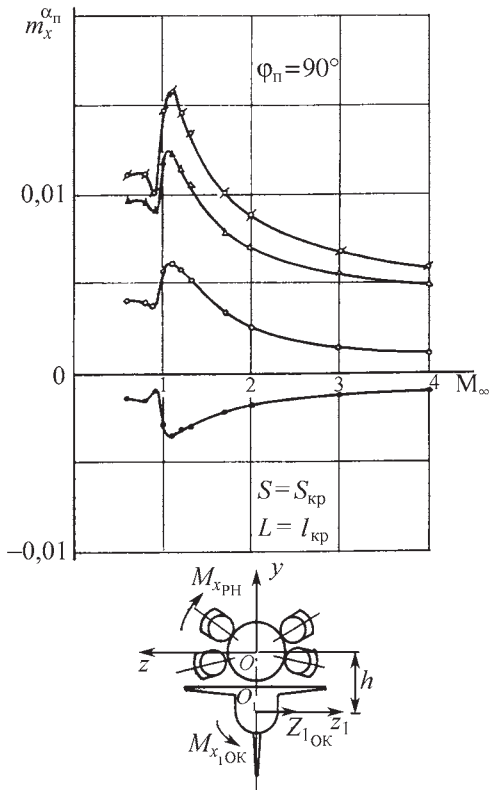


Рис. 3.5.26. Влияние элементов компоновки на коэффициент момента крена РН «Энергия» с ОК «Буран»: ○ — $m_{x1}^{\alpha_п}$ ОК «Буран»; ○ — $(m_{x1}^{\alpha_п}+c_{z1}^{\alpha_п}\bar{h})$ ОК «Буран»; ● — $m_{x1}^{\alpha_п}$ РН «Энергия»; △ — $m_{x\Sigma}^{\alpha_п}$ РН «Энергия» с ОК «Буран»; $m_{x\Sigma}^{\alpha_п}=m_{x1ОК}^{\alpha_п}+c_{z1ОК}^{\alpha_п}\bar{h}+m_{xРН}^{\alpha_п}$

составе той же компоновки и близки к аэродинамическим характеристикам изолированных блоков.

В результате отрицательное влияние интерференции на аэродинамическое нагружение боковых блоков было минимизировано.

Выбор относительного положения РН и навесных полезных грузов

Основное внимание при оптимизации аэродинамической компоновки уделялось выбору положения ОК на РН. Этот вопрос являлся ключевым, поскольку интерференция оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики ОК, и все основные расчетные случаи нагружения ОК лежат на траектории выведения. Кроме того, ОК оказывает наиболее существенное влияние на суммарные аэродинамические характеристики системы в целом и величины нагрузок, действующих на блоки РН.

В процессе исследований варьировались следующие основные параметры:

- зазор между ОК и блоком Ц РН (межосевое расстояние $h_{ок}$ между продольными осями центрального блока и ОК);
- продольное положение ОК $X_{ок}$ на центральном блоке;
- угол установки ОК $\delta_{ок}$ на РН;
- угол установки крыла $\delta_{кр}$ на ОК;
- форма обтекателей посадочных устройств блоков А.

Критериями оптимальности при выборе относительного положения ОК на РН являлись:

- получение минимальных значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов ОК в составе РН при выведении на участке траектории с максимальными скоростными напорами (M = 0,9...2,0);
- получение суммарных аэродинамических характеристик РКС, обеспечивающих близкую к нейтральной устойчивость в продольном и боковом каналах;
- получение при сверхзвуковых скоростях положительных значений коэффициента нормальной силы c_{y10}, способствующих безударному отделению ОК от РН в нештатных ситуациях (M > 3,0).

Наибольшее влияние на нагружение ОК, центрального блока и силовых связей оказывают нормальные силы консолей, а также поперечная сила вертикального оперения и момент крена ОК. При оптимизации ставилась задача получения примерно одинаковых положительных и отрицательных значений нормальных сил, действующих на консоли крыла, что не типично для традиционных самолетных конструкций, которые летают при больши́х положительных и малых отрицательных углах атаки. Для системы «Энергия»—«Буран» это требование обусловлено особенностями функционирования РКС на участке выведения — произвольная ориентация плоскости пространственного угла атаки относительно плоскостей стабилизации системы при примерно постоянном его значении.

Поскольку интерференция между ОК и РН практически не влияет на аэродинамические характеристики вертикального оперения выбор продольного положения ОК осуществлялся на основе анализа его нормальной силы, моментов тангажа и крена.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

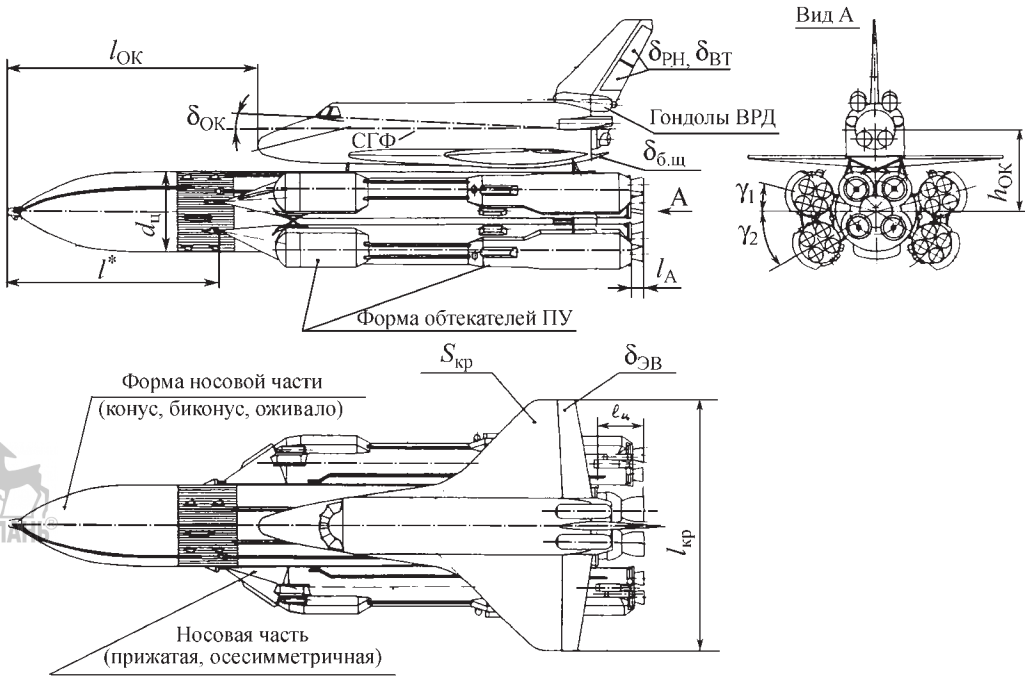


Рис. 3.5.27. Варьирование параметров в процессе выбора аэродинамической компоновки РН «Энергия» с ОК «Буран»:

l^* — расстояние от вершины центрального блока до носиков боковых блоков; $\delta_{эв}$ — угол отклонения элевонов; $\delta_{б.щ}$ — угол отклонения балансировочного щитка ОК; $\delta_{вт}$ — угол раскрытия воздушного тормоза ОК; СГФ — строительная горизонталь фюзеляжа. Варьируемые параметры: $l_{ОК} = (l_{ОК\ ном} \pm 3)$ м; $h_{ОК} = 7{,}75...8{,}95$ м; $\delta_{ОК} = -3...+5°$; $\delta_{кр} = 0{,}5...2{,}5°$; $l^* = 15{,}5...23{,}8$ м; $d_ц = 7{,}7...8{,}8$ м; $\gamma_1 = 13{,}5...27{,}25°$; $\gamma_2 = 27{,}25...30°$; $S_{кр} = 208...300$ м; $l_{кр} = 22...26$ м; $\delta_{ЭВ} = -35...+20°$; $\delta_{б.щ} = -12...20°$; $\delta_{РН} = 0...23°$; $\delta_{ВТ} = 0...87°$; формы ОК; носовых частей блоков Ц и А, обтекателей ПУ, надстроек

Исследования влияния осевого положения выявили, что перемещение ОК в сторону носовой части РН сопровождается волнообразным изменением коэффициентов нормальной силы и момента тангажа (см. рис. 3.5.22). Их зависимости от величины перемещения имеют одинаковый характер для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей с максимумами и минимумами, реализующимися при перемещении крыла над носовыми частями блоков РН.

Возмущения от носовых частей блоков обуславливают рост давления на нижней поверхности крыла и соответствующее возрастание коэффициентов сил, а положение зоны повышенного давления на нижней поверхности крыла относительно носка ОК — изменение его моментных характеристик. При варьировании числа Маха и угла атаки изменяются лишь величины и положения максимумов и минимумов при сохранении характера зависимостей от продольной координаты. Аналогичные зависимости аэродинамических коэффициентов от продольной координаты характерны и для ОК в составе второй ступени РН.

На основании выявленных закономерностей оптимальными, с точки зрения нормальных нагрузок, признано максимально заднее положение ОК на РН с учетом ограничений по влиянию струй, рассмотренных в п. 3.5.3. Рекомендованное на стадии выбора компоновки базовое положение ОК показано на рис. 3.5.27. Выбранное базовое положение ОК обеспечивало также получение моментных характеристик РКС в каналах тангажа и рыскания, близких к оптимальным, разбежка между центром масс и фокусом была минимальной.

Малые вариации продольного положения ОК относительно базового в пределах –3...3 м, выполненные на стадии выбора исполнитель-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

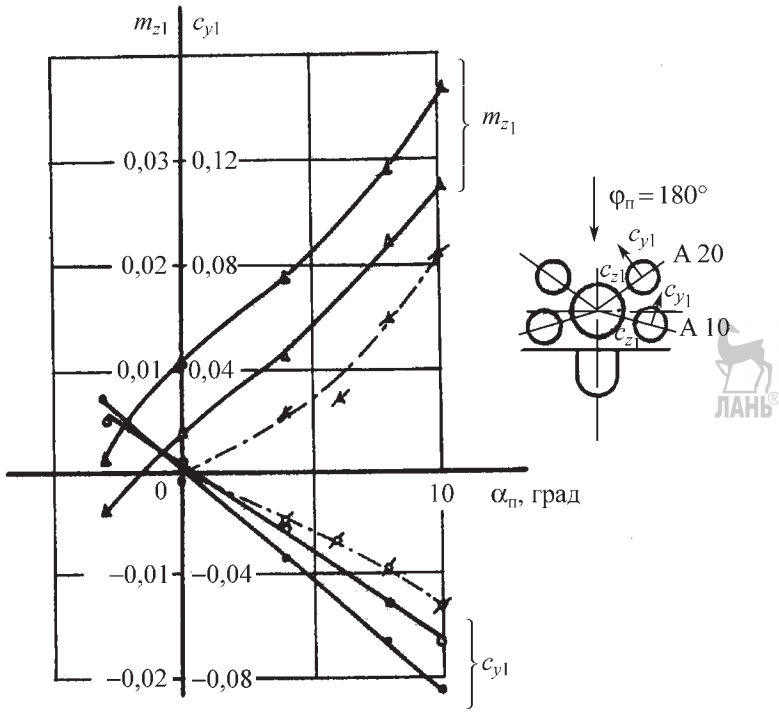


Рис. 3.5.28. Влияние интерференции между боковыми блоками А10 и А20 на аэродинамику блока А10 в составе РН «Энергия» с ГТК при $M_\infty = 1{,}3$; $\gamma_п = 180°$:
модель М1:120, Т-108 ЦАГИ; ○ △ — с блоком А20; ●▲ — без блока А20; ⊘⊿ — изолированный боковой блок; $L_{ГТК} = 35$ м (с оживальной головкой)

ного варианта компоновки, подтвердили, что изменение осевого положения ОК в пределах, допустимых в рамках конструктивно-силовой схемы блока Ц и ОК, оказывают сравнительно малое влияние на аэродинамические характеристики корабля. При этом благоприятные незначительные изменения аэродинамических характеристик, уменьшение $c_{y1о}$, $c_{x1л}$ наблюдаются при смещении ОК в сторону носовой части РН, что сопровождается нежелательным снижением запасов статической устойчивости РКС в каналах тангажа и рыскания.

Смещение ОК в сторону донного среза ведет к увеличению лобовой продольной силы ОК и РН и влиянию струй маршевых ДУ. Кроме того, в этом случае стреловидное вертикальное оперение начинает выходить за габариты РН и соприкасаться с элементами стартового сооружения, что требует его доработки. Поэтому продольное положение ОК, принятое в качестве базового, сохранено и в исполнительном варианте компоновки. При выбранном осевом положении на участке полета второй ступени с большими скоростными напорами практически исключалось прямое падение головного скачка уплотнения блока Ц на носовую часть ОК. Указанное выше изменение осевого положения незначительно влияло на характеристики ОК в боковом канале.

Экспериментальные исследования по выбору межосевого расстояния между ОК и блоком Ц выявили следующее:

• интерференция между ОК и РН понижает давление как на нижней, обращенной к РН, так и на верхней поверхностях крыла по сравнению с давлением на поверхности ОК в автономном полете на тех же режимах; давление на верхней поверхности уменьшается более интенсивно, чем на нижней, что обуславливает изменение коэффициента нормальной силы ОК при нулевом угле атаки с отрицательного значения в автономном полете на положительное в составе РН при угле установки крыла, близком к нулевому (см. рис. 3.5.9, $\delta_{кр} = 0{,}45°$); влияние интерференции максимально

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

в корневых сечениях крыла и уменьшается по размаху;

• уменьшается производная коэффициента нормальной силы по α за счет затенения ОК блоками РН и уменьшения местных углов атаки по сравнению с углом атаки в невозмущенном потоке (см. рис. 3.5.5); нелинейность изменения c_{y1} по углу атаки при расположении ОК на подветренной стороне РН проявляется при меньших значениях $\alpha_п$, чем в автономном полете, что ведет к уменьшению нагрузок на ОК и силовые связи; влияние затенения увеличивается с уменьшением зазора между ОК и блоком Ц;

• интерференция обуславливает уменьшение на 30...40 % в диапазоне чисел Маха от 0,45 до 1,3 как положительных, так и отрицательных значений коэффициента нормальной силы ОК на расчетных α (~6°) по сравнению с соответствующими характеристиками в автономном полете;

• за счет неравномерных по длине ОК скосов потока от РН затенения фюзеляжа ОК центральным блоком центр давления нормальной силы (фокус) в совместном полете смещается в сторону донного среза ОК, что сопровождается увеличением нагрузок на нижний узел связи и снижением нагрузок на верхний узел, обладающий меньшей несущей способностью;

• в результате увеличения местного угла скольжения в составе РКС относительно угла скольжения в невозмущенном потоке коэффициент поперечной силы ОК при косой обдувке возрастает на 20...30 % по сравнению с характеристикой в автономном полете с одновременным смещением точки приложения силы Z_1 на 5...10 % в сторону носка ОК (см. рис. 3.5.6);

• в результате перераспределения давления на наветренной и подветренной, по углу скольжения, консолях крыла существенно меняется момент крена ОК (см. рис. 3.5.6); величина нормальной силы наветренной консоли примерно вдвое превышает соответствующее значение нормальной силы подветренной консоли; максимальное отличие в коэффициентах c_{y1} консолей достигается при $\varphi \approx 150°$;

• обтекатели посадочных устройств боковых блоков, их размеры и форма оказывают влияние на коэффициент нормальной силы и момент тангажа ОК при $\alpha = 0°$ и уменьшают на ~40 % влияние угла атаки на эти характеристики при расположении ОК на подветренной стороне РН по сравнению с вариантом компоновки блоков без надстроек.

На начальных этапах разработки РКС влияние величины зазора h между ОК и РН на аэродинамические характеристики исследовалось на грубой сетке с шагом 1,5 м, а при выборе исполнительного варианта компоновки — на сетке с шагом порядка 0,25 м. При этом минимально допустимая величина зазора определялась требованием несоударения ОК и блока Ц при упругих деформациях их конструкций в процессе полета и заправки переохлажденными компонентами.

Исследования показали, что с уменьшением зазора между ОК и блоком Ц интерференция, положительная в данном случае, усиливается и обуславливает уменьшение коэффициента нормальной силы ОК (см. рис. 3.5.5). Минимальные значения c_{y1} ОК в трансзвуковом диапазоне скоростей (M = 0,8... ...1,3) достигаются при минимально-допустимом зазоре h = 350 мм, который реализован за счет асимметричного расположения боковых блоков относительно плоскости II-IV РН, о чем говорилось выше. На расчетных значениях углов атаки $\alpha_п = 6°$ нормальные силы, действующие на отрыв ($\varphi_п = 180°$) и прижатие ($\varphi_п = 0°$) ОК к блоку Ц с учетом влияния струй ДУ, примерно равны. В то же время в сверхзвуковом диапазоне чисел Маха (M > 1,7) имеет место увеличение по сравнению с автономным полетом отрывающей нормальной силы и уменьшение силы на прижатие при одинаковых углах атаки, что улучшает условия отделения ОК от блока Ц в нештатных ситуациях при повышенных скоростных напорах.

Неблагоприятное для силовых связей ОК с блоком Ц увеличение c_{z1} и m_{x1} ОК при уменьшении зазора (рис. 3.5.6) в значительной мере компенсируется уменьшением строительной высоты (длины стержней) силовых связей. Кроме того, эксперименты показали, что изменение зазора в допустимом для системы диапазоне h = 0...1 м несущественно сказывается на интерференционных составляющих коэффициентов c_{z1} и m_{x1} ОК, но значительно ухудшает аэродинамические характеристики системы в целом. Увеличение по сравнению с автономным полетом поперечной силы ОК обуславливается, в основном, ростом несущей способности его фюзеляжа в результате увеличения местных углов скольжения при интерференции с РН, а рост момента крена — перераспределением несущей способности между наветренной и подветренной консолями крыла.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Уменьшение зазора между ОК и РН до минимального оказывает также положительное влияние на суммарные аэродинамические характеристики РКС, особенно в боковом канале, и сопровождается заметным снижением коэффициентов продольной силы и момента крена. Особенно значительно это влияние на участке полета второй ступени.

В диапазоне изменений h, рассмотренном при минимизации нагрузок на ОК, не наблюдается заметного влияния зазора на суммарные аэродинамические характеристики первой и второй ступеней РКС в плоскости тангажа. Это связано с тем, что перераспределение давления в канале между ОК и блоками РН, вызванное интерференцией, является в данном случае внутренним силовым фактором по отношению к системе в целом.

Эффективный способ регулирования характеристик ОК в составе РН — изменение угла его установки $\delta_{ок}$. Исследования влияния угла установки ОК проводились одновременно с выбором угла установки крыла ОК. Эти два процесса взаимосвязаны и дополняют один другой.

Анализ результатов исследований показал, что производные коэффициента нормальной силы по углу установки ОК $dc_{y1}/d\delta_{ок}$ или крыла $dc_{y1}/d\delta_{кр}$ примерно в полтора-два раза выше производной коэффициента нормальной силы по углу атаки в совместном полете и близки к производной $dc_{y1}/d\alpha_{п}$ в автономном полете. Изменение угла установки обуславливает почти эквидистантный сдвиг зависимостей $c_{y1}(\alpha_{п})$ на величину c_{y1}, пропорциональную $\delta_{ок}$ (рис 3.5.5). При этом аэродинамические характеристики ОК в боковом канале c_{z1} и m_{x1}, а также продольные координаты точек приложения сил Y_1 и Z_1 практически не меняют своих значений.

Вариации $\delta_{ок}$ в отличие от изменения межосевого расстояния $h_{ок}$ очень сильно отражаются на суммарных аэродинамических характеристиках системы в продольном канале. Рост $\delta_{ок}$ вызывает нежелательное изменение коэффициентов c_{y0} и m_{z0}, характеризующих аэродинамическую асимметрию компоновки относительно плоскости II–IV, что не всегда приемлемо для системы управления РН. Увеличивается также коэффициент лобовой продольной силы системы. Кроме того, изменение угла установки ОК вызывает ответное изменение аэродинамических сил и моментов, действующих на РН и блоки, что ведет к увеличению нагрузок. Все это учитывалось при выборе угла установки ОК на РН. После выбора угла установки крыла ОК из условий автономного полета $\delta_{ок} = 0{,}45°$, на основании проведенных исследований рекомендовано принять $\delta_{ок} = 0°$, что и реализовано в конструкции РН «Энергия».

Совершенствование формы блоков РН и навесных полезных грузов

В процессе выбора аэродинамической компоновки важное место отводится совершенствованию формы блоков РН и навесных ПГ, а также выступающих элементов конструкции. При этом определяющую роль играет выбор формы носовых частей блоков.

При выборе формы носовых частей центральных блоков обычно рассматриваются три варианта обводов: конус, биконус, оживало. Во всех случаях удлинение носовых частей принимается равным 1,15...1,35, исходя из оптимума по весу конструкции и свободному внутреннему объему. Исследования [1–3] показывают, что для рассматриваемых удлинений оптимальной становится оживальная форма, которая обеспечивает получение меньших, чем у острого конуса, значений коэффициентов c_x при дозвуковых и трансзвуковых скоростях ($M < 1{,}1$) и практически таких же значений при сверхзвуковых скоростях. При этом свободный внутренний объем у обтекателей оживальной формы почти в два раза больше, чем у конических того же удлинения.

Замена оживального обтекателя биконическим того же удлинения позволяет сохранить значение c_x при определенном сочетании углов конических элементов при сравнительно небольшом изменении внутреннего объема. Однако, несмотря на близость аэродинамических характеристик двух вариантов, предпочтительнее оживальная форма, которая позволяет значительно уменьшить действие динамических нагрузок на оболочку за изломами образующей биконуса на критических режимах и получить более благоприятное распределение коэффициентов аэродинамических нагрузок по длине блока.

При выборе формы носовых частей навесных ПГ важное значение имеют местные параметры течения, формирующегося в зоне носовых частей блоков, скосы потока и величины давлений, индуцируемые на поверхности центрального блока. Экспериментальные и расчетные исследования показывают, что ско-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сы потока в зонах интерференции достигают десятков градусов, а приращения коэффициентов давления — примерно 0,5...1,2. Острота проблемы определяется тем, что в районе носовых частей ПГ и боковых блоков могут быть расположены выступающие элементы конструкции центрального блока — антенны, трубопроводы, обтекатели бортовой кабельной сети и др., которые рассчитаны на действие определенных нагрузок. В случае сменных ПГ условия нагружения этих выступающих элементов конструкции должны формироваться с учетом изменения местных параметров течения для всех возможных вариантов ПГ.

При выборе формы носовых частей боковых блоков сравнивались блоки с осесимметричными и наклонными носовыми частями. С точки зрения лобового сопротивления эти конфигурации, как показали исследования [4], практически равноценны при одинаковых удлинениях носовых частей. Однако наклонные носовые части позволяют уменьшить величины поперечных сил, действующих на отрыв/прижатие блоков в трансзвуковом диапазоне скоростей (M = 0,8...1,3). На этих режимах прижимающая сила, возникающая на наклонной носовой части блока, в значительной мере компенсируется отрывающей, действующей на цилиндрическую часть корпуса за изломом образующей.

Одновременно наклонная носовая часть создает момент крена относительно продольной оси блока, противоположный по знаку составляющей момента крена от обтекателей посадочных устройств. В результате уменьшаются аэродинамические нагрузки на боковой блок и узлы его крепления к центральному блоку.

Исследования течения на моделях РН с осесимметричными носовыми частями боковых блоков выявили, что в области между двумя соседними боковыми блоками и центральным блоком происходит торможение потока и растекание заторможенного потока в поперечном направлении. При этом местные скосы потока на поверхности центрального блока достигают 90...100°. Переход к схеме с наклонными носовыми частями позволяет изменить структуру течения и уменьшить углы скоса потока в зоне интерференции до 40...50° (см. рис 3.5.2).

На основании изложенного для боковых блоков РН «Энергия» выбраны наклонные носовые части с углами полураствора конусов 17,5°. Выбранный угол полураствора конусов, а также введение скругленной угловой кромки в месте стыка конической и цилиндрической частей позволили значительно уменьшить динамическую составляющую давления за изломом при перестройке течения на переднем обтекателе посадочного устройства.

Основные результаты совершенствования аэродинамической компоновки

В результате проведенных исследований и предложенных рекомендаций по выбору рациональной аэродинамической компоновки и совершенствованию обводов элементов РКС «Энергия»—«Буран» получены следующие основные результаты:

- на 30...40 % уменьшены по сравнению с автономным полетом значения коэффициентов нормальных сил, действующих на ОК и консоли крыла на участке выведения. Получены примерно одинаковые их значения при положительных и отрицательных углах атаки в диапазоне чисел Маха, соответствующих максимальным скоростным напорам на участке выведения;
- суммарные аэродинамические характеристики модификаций РКС с ОК «Буран», грузовым транспортным контейнером и навесными ПГ приемлемы для обеспечения управляемости всех модификаций РКС без доработки системы управления;
- значения удельных коэффициентов лобовой и донной составляющих продольной силы РКС не превышают соответствующих аэродинамических характеристик существующих РН гораздо более простой формы;
- зависимости коэффициентов суммарных аэродинамических сил и моментов РКС от угла атаки в рабочем диапазоне их изменения $\alpha_п = 0...6°$ близки к линейным, что позволило предложить достаточно простые аппроксимации аэродинамических характеристик для использования в работе моделирующих стендов и контура бортовой системы управления РН «Энергия».

Таким образом, совершенствование аэродинамической компоновки многоблочных РКС является важным и необходимым этапом общего процесса проектирования и позволяет значительно расширить и улучшить функциональные возможности системы.

Выбор принципиальной компоновочной схемы и ее оптимизация представляют собой длительный, трудоемкий процесс, о

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

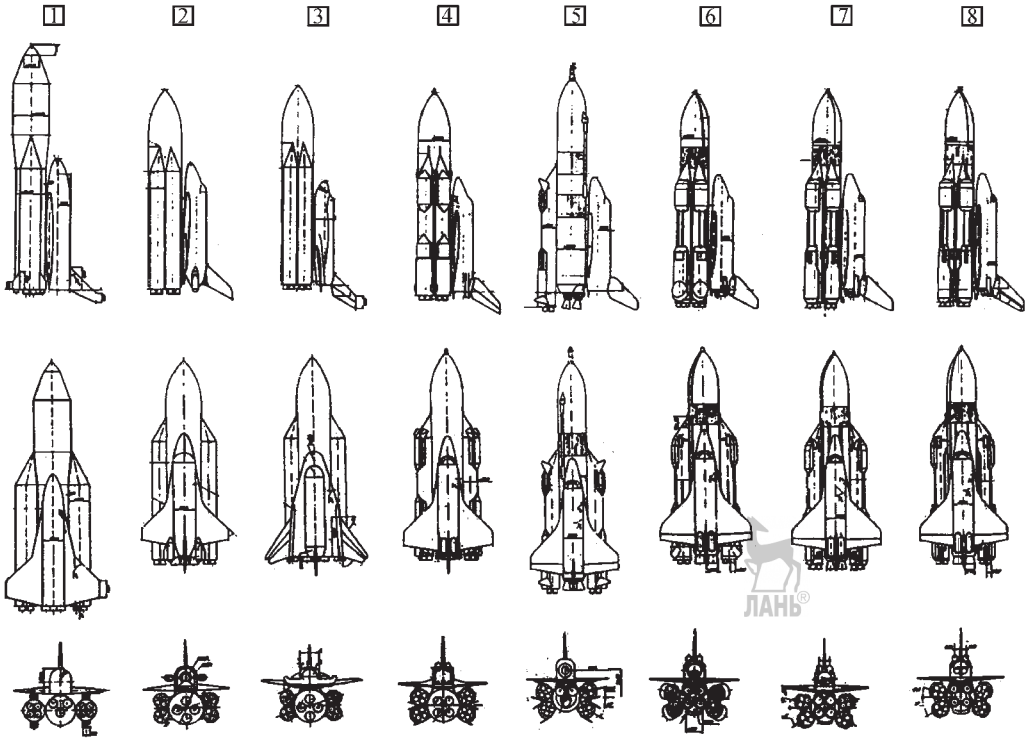


Рис. 3.5.29. Эволюция аэродинамической компоновки ОК «Буран» в составе РН «Энергия»

чем свидетельствуют данные по совершенствованию аэродинамической компоновки системы «Энергия»—«Буран», представленные на рис. 3.5.29.

На разных этапах совершенствования формы, показанной на рис. 3.5.29, компоновка претерпевала следующие изменения:

1. Исходная конфигурация (*предложения технические* (*ПТ*)) имела в своем составе два боковых блока диаметром 6 м и длиной 44,46 м, которые устанавливались на центральном блоке цилиндроконической формы с максимальным диаметром 10,35 м и длиной 60,01 м. ОК с длиной фюзеляжа 37,4 м и размахом крыла 25,99 м имел площадь базовой трапеции крыла (без учета наплывов) 300 м^2.

2 и 3. На этапе *эскизного проекта* (*ЭП*) число боковых блоков было увеличено до четырех. Боковые блоки имели длину 38,1 м и диаметр 3,9 м и устанавливались на цилиндрическом центральном блоке с оживальной головной частью длиной 53,6 м и диаметром 8,8 м. На боковых блоках, установленных симметрично относительно горизонтальной плоскости, применены прижатые к центральному блоку конические носовые части. Рассмотрены два варианта аэродинамической компоновки ОК самолетного и «несущий корпус» типов. ОК самолетного типа имел длину фюзеляжа 32,5 м, размах крыла 22 м и площадь базовой трапеции крыла, равную 208 м^2. ОК типа «несущий корпус» имел длину 28 м и размах консолей крыла 27 м.

4. На завершающей стадии ЭП увеличена длина центрального блока с 53,6 м до 54,44 м, а в носовой части установлен обтекатель дренажно-предохранительного клапана кислородного бака блока. На боковых блоках установлены надстройки (обтекатели посадочных устройств боковых блоков). Уточнены обводы ОК (форма фюзеляжа, вертикального оперения), увеличены размах крыла с 22 м до 23,8 м и, соответственно, площадь базовой трапеции крыла с 208 м^2 до 250 м^2. В хвостовой части фюзеляжа ОК установлены мотогондолы *воздушно-реактивных двигателей* (*ВРДУ*).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5. На этапе *дополнения к эскизному проекту* (*ДЭП*) рассмотрен двухступенчатый вариант центрального блока с двигателем увода верхней ступени и наружным трубопроводом большого диаметра в носовой части блока для перелива топлива. Длина центрального блока увеличена с 54,44 м до 62,02 м с одновременным уменьшением его диаметра с 8,8 м до 7,7 м. Число двигателей на центральном блоке снижено с четырех до трех. На боковых блоках в районе надстроек установлены стабилизаторы системы возвращения боковых блоков.

6. На этапе *технического проекта* (*ТП*) произошел возврат к варианту центрального одноступенчатого блока длиной 56,51 м и диаметром 7,7 м с четырьмя двигателями. На поверхности блоков появились трубопроводы различного назначения и наружный силовой набор (в виде стингеров в центральной части центрального блока). Изменилась геометрия надстроек на боковых блоках, которые установлены на центральном блоке несимметрично относительно горизонтальной плоскости (смещены вниз от ОК при сохранении расстояния между соседними боковыми блоками). Окончательно выбраны углы установки ОК на центральном блоке и крыла на фюзеляже ОК.

7. На этапе *дополнения к техническому проекту* (*ДТП*) незначительно увеличены длины центрального (до $L = 56{,}9$ м) и боковых блоков (до $L = 38{,}27$ м) при сохранении их формы и относительного положения. Очередной раз уточнена геометрия надстроек на боковых блоках. Увеличена площадь балансировочного щитка на ОК и изменена форма мотогондол ВРДУ.

8. На этапе выпуска *рабочей документации* (*РД*) аэродинамическая компоновка системы претерпела минимальные изменения — сняты мотогондолы ВРДУ с ОК.

Зачастую при совершенствовании формы ряд ее изменений диктуют вопросы технологии производства, условия транспортирования блоков и системы в целом. Так, диаметр центрального блока (7,7 м) выбран исходя из возможностей производственной базы по его изготовлению и условий авиационного транспортирования на внешней подвеске самолета ЗМТ, диаметр бокового блока (3,9 м) из условий его транспортирования железнодорожным транспортом, а максимальный размах крыла ОК (23,8 м) — ширины ворот сборочного цеха на космодроме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Петров К.П.** Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.

2. **Петров К.П.** Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.

3. **Дядькин А.А., Иванов В.Ф., Решетин А.Г.** Особенности моделирования в АДТ обтекания газовым потоком ракетно-космической системы «Энергия»—«Буран» с учетом струй двигательных установок // Космонавтика и ракетостроение. 1995. № 3. С. 59–71.

4. **Буянов Е.Е., Годунов А.Р., Каримуллин И.Г.** Экспериментальные исследования основных аэродинамических характеристик моделей возможных компоновок многоблочных ракет при дозвуковых скоростях. ЦАГИ, 1984. отчет № 8/3106.

Глава 3.6

ДРЕНИРОВАНИЕ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКОВ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ И ПРИ АВИАТРАНСПОРТИРОВАНИИ

3.6.1. ЗАДАЧИ ДРЕНИРОВАНИЯ ОТСЕКОВ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ. ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ ПРИ АВИАТРАНСПОРТИРОВАНИИ И НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Важным моментом проектирования РН является уменьшение нагрузок, действующих на ее отсеки и элементы конструкции, в целях оптимизации их веса. Одно из направлений снижения нагрузок — уменьшение перепадов давлений, действующих на оболочки негерметичных каркасных отсеков и аэродинамических обтекателей различных систем, размещенных на наружных поверхностях блоков, а также других элементов конструкции на участке выведения.

Под перепадом давлений ΔP понимается разность между давлением P в отсеке (элементе конструкции, обтекателе) и наружным давлением $P_н$ ($\Delta P = P - P_н$).

В момент старта РН давление в негерметичных отсеках и под обтекателями, а также в элементах конструкции (соты панелей СБ и корпусов КА, маты экранно-вакуумной теплоизоляции) приблизительно равно атмосферному давлению в точке старта. По мере подъема ракеты наружное атмосферное давление ин-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

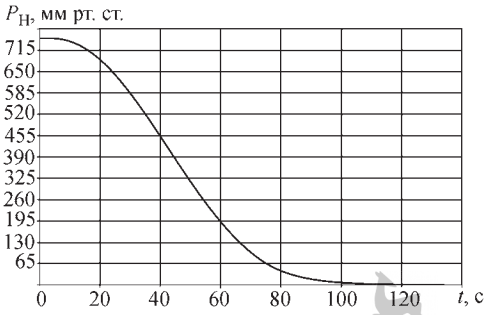


Рис. 3.6.1. Типовая зависимость изменения атмосферного давления Рн (в технической системе единиц) во время полета

тенсивно уменьшается (рис. 3.6.1), а внутреннее давление в отсеках при непринятии определенных мер в предельном случае остается равным давлению в момент старта. Таким образом, перепады давлений, действующие изнутри наружу на оболочки отсеков и обтекателей, будут увеличиваться с ростом высоты подъема ракеты и в пределе достигнут одной атмосферы, что недопустимо с точки зрения нагружения конструкции.

Неучет этого явления, или недостаточно точный прогноз перепадов давлений, действующих на конструкцию в процессе полета, может приводить к превышению нагрузок, заложенных в расчет прочности. Это стало причиной разрушения ряда головных обтекателей отечественных и зарубежных ракет.

Важными характеристиками при анализе нагружения КА, расположенных в *блоке полезного груза* (*БПГ*) являются величина и скорость уменьшения давления по времени полета dP/dt (градиент давления), а также остаточное давление в БПГ на момент сброса головного обтекателя.

Аналогичная проблема возникает и при авиационном транспортировании блоков и отсеков РН с завода-изготовителя к месту старта. В этом случае на участке взлета в негерметичных грузовых отсеках самолетов наружное давление падает аналогично изменению давления при подъеме ракеты, и на отсеки транспортируемых грузов действует перепад давлений изнутри наружу. На участке посадки на аэродром давление в грузовом отсеке самолета возрастает быстрее, чем давление в отсеках транспортируемых грузов, что приводит к появлению перепада давлений снаружи внутрь и работе конструкции отсеков на сжатие.

Аналогичная картина наблюдается и при авиатранспортировании блоков на наружной подвеске самолетов.

Скорость падения давления в разгерметизированных грузовых отсеках отечественных самолетов ИЛ-76, АН-12, АН-124 («Руслан»), АН-22 в процессе набора высоты не превышает 1...2 мм рт. ст./с (133...266 Па/с), а скорость возрастания давления в процессе аварийного спуска достигает 5...10 мм рт. ст./с (665... ...1330 Па/с). Аналогичные скорости изменения давления характерны и для грузовых отсеков зарубежных самолетов, осуществляющих перевозки ракетных блоков и оборудования.

В целях уменьшения перепадов давлений отсеки и обтекатели РН снабжаются специальными дренажными устройствами, которые обеспечивают стравливание газа из отсеков в процессе подъема ракеты. Различают три типа дренажных устройств — активные, полуактивные и пассивные.

Активные дренажные устройства предполагают наличие автоматики, которая управляет открытием или закрытием дренажных устройств клапанного типа в зависимости от перепада между давлением на наружной поверхности отсека и внутри него в полете. Недостаток таких устройств состоит в наличии автоматики и блока управления, что привносит определенную ненадежность в работу системы дренирования. Отказ автоматики в полете чреват негативными последствиями. Кроме того, для обеспечения работы автоматики необходимо надежное прогнозирование или измерение перепада давлений во время полета. С учетом существенно неравномерного распределения давления на поверхности обтекателей и отсеков, а также его зависимости от режимов полета (числа Маха, угла атаки и аэродинамического угла крена) решение задачи регулирования перепада давления представляется нетривиальным.

Пассивные дренажные устройства — постоянно открытые в полете отверстия, выбор проходного сечения которых осуществляется с учетом заданных из условий прочности ограничений на перепады давлений, допустимых для рассматриваемых отсеков и обтекателей. Такие устройства просты и надежны, но консервативны к изменениям внешних условий при изменении траектории движения РН или степени негерметичности конструкции.

При значительном изменении внешних условий увеличивается диапазон перепадов

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

давлений, действующих на конструкцию. Кроме того, при постоянно открытых дренажных устройствах возникает проблема защиты оборудования отсеков от внешних воздействий — пыли, грязи, влаги и морской среды, проникающих в отсеки. Поэтому приходиться создавать специальные защитные устройства, предотвращающие сообщение внутренних объемов с внешней средой в процессе наземной подготовки и при стоянке на старте.

Эти защитные устройства могут выполняться в виде мембран с насечкой, разрывающихся при малом перепаде давлений на начальном участке подъема ракеты, или наружных магнитных крышек специальной формы, отделяющихся на сравнительно малой высоте (~100 м) под действием возрастающего при подъеме РН скоростного напора. Возможны также применение крышек, отделяемых с помощью тросиков ходом изделия и другие варианты решения проблемы.

Однако все они значительно усложняют конструкцию, ее экспериментальную отработку и могут сопровождаться негативными последствиями. В частности, при использовании отделяющихся в полете крышек возникает опасность их соударения с элементами конструкции, расположенными ниже по потоку, и их повреждения. Кроме того, при использовании дренажных устройств пассивного типа практически невозможно их использование также в качестве выходных устройств термостатирующего воздуха при наземной подготовке.

Пассивные дренажные устройства целесообразно применять для аэродинамических обтекателей различных систем и отсеков с большим диапазоном допустимых перепадов давлений. Отдельные варианты таких устройств представлены на рис. 3.6.2. Выходные части устройств могут располагаться заподлицо с поверхностью дренируемых отсеков или

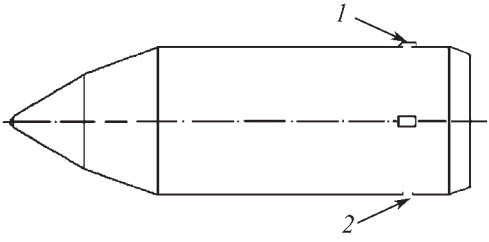


Рис. 3.6.2. Пассивные дренажные устройства:
1 — с обтекателем; *2* — без обтекателя

под специальными обтекателями, снижающими воздействие набегающего потока на струю газа, истекающего из отсека, что значительно упрощает решение задачи выбора параметров дренажного устройства и определения его расходных характеристик (коэффициента расхода μ) и требуемой площади проходного сечения. При отсутствии обтекателя дренажного устройства его расходные характеристики существенно зависят от параметров набегающего потока, перепада давлений (рис. 3.6.3) и угла атаки.

В случае необходимости дренирования сложных конструкций с многосвязными отсеками более предпочтительными оказываются полуактивные дренажные устройства клапанного типа [1, 2].

К числу конструкций, которые необходимо дренировать, могут быть отнесены сборки, состоящие из головного обтекателя внутри него, *разгонного блока* (*РБ*) и примыкающего к нему *приборного отсека* (*ПО*) РН. При этом отсеки могут быть разделены между собой перегородками — мембранами с отверстиями (клапанами) на них для обеспечения перетекания термостатирующего воздуха из отсека в отсек при наземной подготовке (рис. 3.6.4).

Как правило, в таких конструкциях ограничения по допустимым перепадам давлений для головного обтекателя (ΔP_1), РБ и ПО РН (ΔP_2), а также для перегородок (ΔP_{1-2}) могут существенно отличаться (рис. 3.6.4, где $\Delta P_{1,2} = P_{1,2} - P_н$, $\Delta P_{1-2} = P_1 - P_2$, $P_н$ — атмосферное давление). Это связано прежде всего с тем, что при формировании облика вновь создаваемых РКС стремятся максимально использовать блоки и элементы конструкции ранее созданных систем с минимальными доработками в целях снижения их стоимости.

Как правило, величины допустимых перепадов давлений на оболочки отсеков и обтекателей не должны превышать 9,8 кПа (0,1 кгс/см^2), а на перегородки — не более 4,9 кПа (0,05 кгс/см^2). При этом скорость изменения давления под головными обтекателями большинства РН не превышает 2,94... ...3,92 кПа/с (0,03...0,04 кгс/(см^2·с)), а остаточное давление под головными обтекателями ~196 Па (0,002 кгс/см^2).

Для решения задачи дренирования связанных между собой отсеков успешно используются дренажные устройства клапанного типа простейшей конструкции, показанные на рис. 3.6.5. Эти устройства одностороннего дей-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

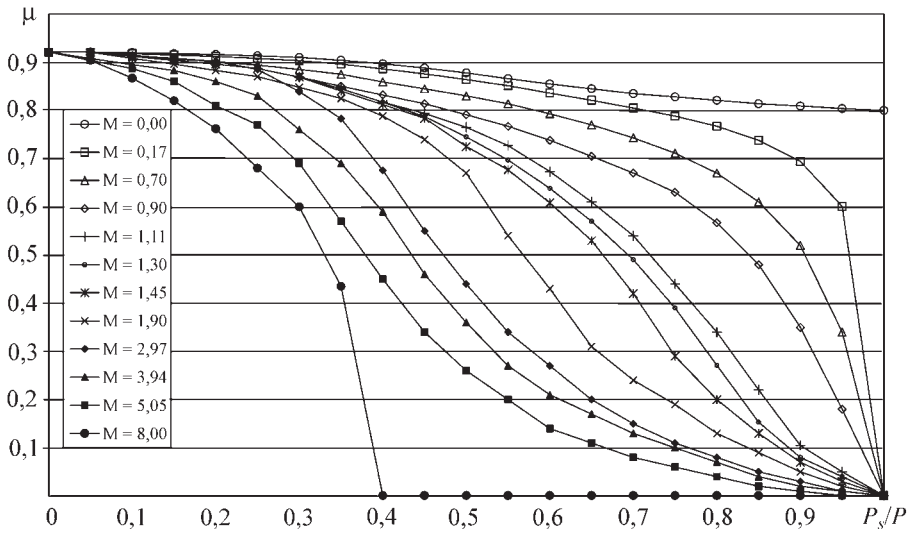


Рис. 3.6.3. Влияние числа Маха набегающего потока и относительного давления на коэффициент расхода пассивного дренажного устройства без обтекателя:
P — давление в отсеке; P_S — местное статическое давление на корпусе на выходе из дренажного устройства

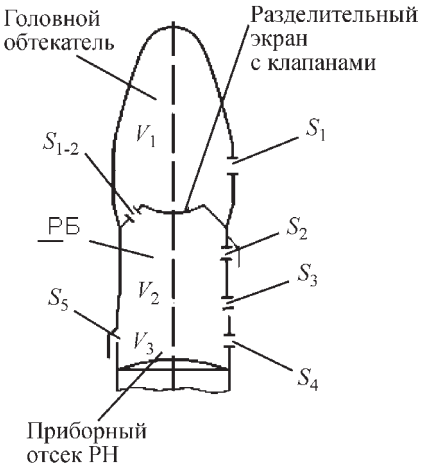


Рис. 3.6.4. Вариант схемы дренирования системы связанных между собой отсеков РН:
S_1, S_4, S_5 — пассивные дренажные устройства; S_2, S_3, S_{1-2} — полуактивные дренажные устройства; V_1, V_2, V_3 — свободные объемы головного обтекателя, разгонного блока и приборного отсека РН. Ограничения: $-0{,}035 \le \Delta P_1 \le 0{,}1$ кгс/см^2; $-0{,}05 \le \Delta P_2 \le 0{,}1$ кгс/см^2; $-0{,}05 \le \Delta P_3 \le 0{,}1$ кгс/см^2; $-0{,}01 \le \Delta P_{1-2} \le -0{,}035$ кгс/см^2; $\Delta P_1 \le 0{,}002$ кгс/см^2; t — время отделения головного обтекателя, $dP_1 / dt \le 0{,}032$ кгс/(см^2·с)

ствия в исходном положении закрыты и предотвращают попадание внешней среды в отсеки при наземной подготовке РКС к пуску.

Типовая зависимость изменения эффективного проходного сечения дренажного устройства от перепада давлений снаружи и внутри отсека показана на рис. 3.6.6. Изменяя настройкой величину перепада давлений начала открытия устройства ΔP_0, можно обеспечить совмещение дренажного устройства, работающего на участке выведения, с выходным устройством термостатирующего воздуха, функционирующим при наземной подготовке. Рабочий участок характеристики $S(\Delta P)$ устройства близок к линейной зависимости.

Как и в случае пассивных дренажных устройств, полуактивные устройства могут располагаться непосредственно на наружной поверхности отсека или под защитным обтекателем. При отсутствии защитного обтекателя набегающий поток непосредственно воздействует на клапан-сворку устройства и тем самым меняет величину давления начала открытия клапана. Начальный перепад давлений ΔP_0 открытия устройства становится функцией числа Маха, что чрезвычайно полезно в ряде случаев, хотя и усложняет отработку системы.

Наличие в системе дренирования устройств клапанного типа является своеобраз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

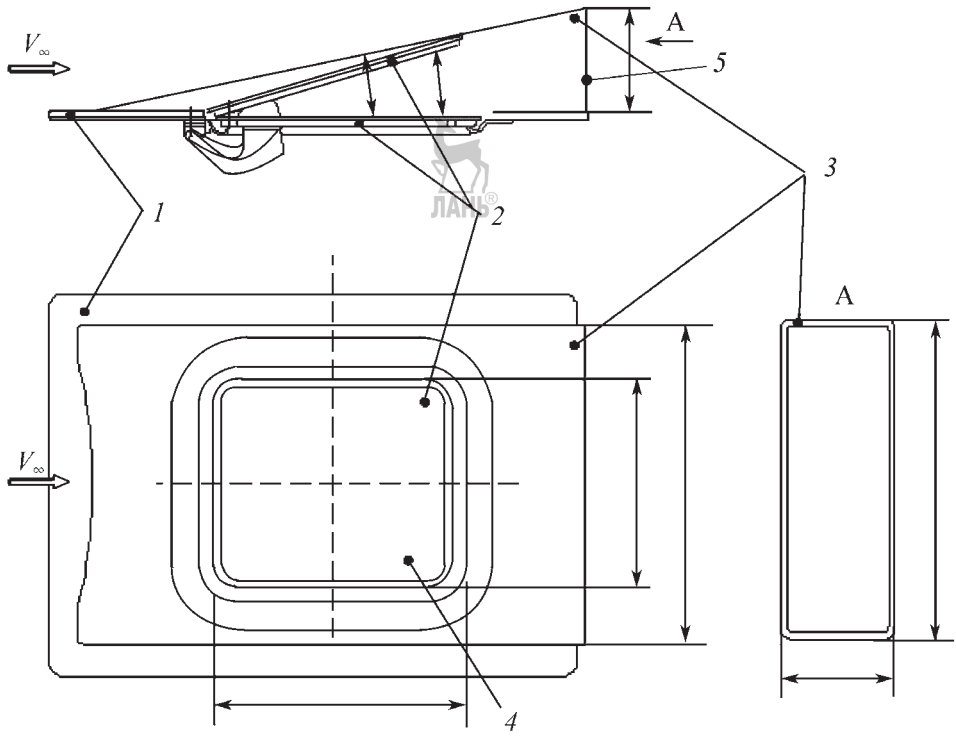


Рис. 3.6.5. Полуактивное дренажное устройство в открытом и закрытом положениях:
1 — корпус отсека; *2* — подвижная створка клапана; *3* — обтекатель дренажного устройства; *4* — проходное сечение дренажного устройства; *5* — проходное сечение обтекателя дренажного устройства; V_∞ — набегающий поток

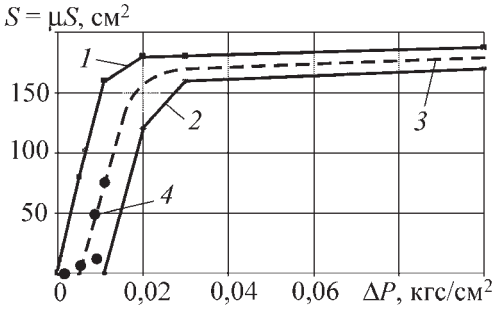


Рис. 3.6.6. Зависимость эффективной площади проходного сечения дренажного устройства клапанного типа от перепада давлений снаружи и внутри отсека в технической системе единиц:
1, *2* — верхняя и нижняя границы характеристики клапана данного типа соответственно; *3* — среднее значение характеристики; *4* — автономные испытания клапана данного типа при расходах $Q_1 ... Q_6$

ной обратной связью, которая позволяет минимизировать влияние существенного изменения внешних условий (траектории выведения, степени негерметичности отсеков и стыков между ними, наружного давления и других факторов) на величины давлений внутри отсеков. Кроме того, обладая определенной инерционностью, дренажные устройства демпфируют скачкообразное изменение внешнего давления типа бафтинга в зоне расположения выходных сечений дренажных устройств, не допуская резкого изменения давления внутри отсеков, что важно для выполнения ограничений по величинам максимальных градиентов давлений dP/dt, под головным обтекателем, предъявляемых разработчиками КА.

Сами КА, расположенные под головным обтекателем РН, также имеют негерметичные отсеки и элементы конструкции, требующие дренирования. В этом случае при решении задачи дренирования внешнее давление для КА — давление под головным обтекателем.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В остальном решение аналогично задаче стравливания воздуха из негерметичных отсеков РН в окружающее пространство.

Возможны различные варианты решения задачи дренирования отсеков и элементов конструкции РН в полете:

1. Определение фактических величин давления в связанных между собой и с внешней средой отсеках с выбранными (заданными) дренажными устройствами при изменении внешних условий (траектории полета, степени негерметичности отсеков, погрешности определения расходных характеристик дренажных устройств и местных наружных давлений в зоне расположения выходных отверстий дренажных устройств и т.д.).

2. Выбор типа дренажного устройства и его параметров (площади проходного сечения S, избыточного давления начала открытия клапана, места расположения на корпусе) для обеспечения заданных ограничений по перепадам давлений, действующих на оболочки отсеков или заданных величин избыточных давлений в отсеках.

3. Выбор схемы дренирования, типов и параметров дренажных устройств, обеспечивающих заданное остаточное давление, избыточное по отношению к атмосферному на моменты окончания участка выведения или сброса головного обтекателя.

3.6.2. МЕТОДИКА РАСЧЕТА СТРАВЛИВАНИЯ ГАЗА ИЗ ОТСЕКОВ. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫБОРУ ДРЕНАЖНЫХ УСТРОЙСТВ

Создание системы дренирования и выбор типа и параметров дренажных устройств строится на решении задач истечения газа из отсеков во внешнюю среду с заданными по времени полета РН параметрами (давление и температура) и перетекания газа из отсека в отсек.

Пример типичной конфигурации дренажных отсеков РН показан на рис. 3.6.4. Процесс истечения (втекания) однородного газа из отсека в отсек и из отсеков во внешнюю среду считается адиабатическим, а отсеки — теплоизолированными. Скорость течения газа в отсеках мала по сравнению с его внутренней энергией.

Такая постановка задачи достаточно хорошо отражает реальные физические процессы, реализующиеся во время полета ракеты, отсеки которой, как правило, имеют внешнюю теплозащиту и внутреннюю теплоизоляцию, а тепловыделение работающих в отсеках систем КА и РН невелико.

Задача решается численным интегрированием известных газодинамических уравнений, описывающих истечение газа из отсеков [3].

В качестве исходных данных используется следующая информация:

- схема газодинамических связей между отсеками;
- свободные объемы V_i отсеков;
- P_{0i}, T_{0i} — начальные давление и температура в отсеках соответственно;
- типы дренажных устройств (постоянно открытые отверстия, клапаны одностороннего действия);
- эффективные площади $S_{эф}$ ($S_{эф} = \mu S$) проходных сечений дренажных устройств между отсеками и во внешнюю среду;
- зависимости $S_{эф}(\Delta P)$ для дренажных устройств клапанного типа, где ΔP — перепад давлений между сообщающимися отсеками или между отсеком и внешней средой;
- коэффициенты наружного давления $c_p(t)$ на выходе из дренажных устройств при отсутствии истечения, где t — время полета; $c_p = (P - P_\infty)/q_\infty$; P — давление на поверхности вблизи дренажного устройства; P_∞ — статическое давление; q_∞ — скоростной напор в невозмущенном набегающем потоке;
- $S_{нег}$ — эффективная площадь негерметичности отсеков и стыков между ними;
- $c_{рнег}$ — коэффициенты наружного давления в местах негерметичностей отсеков;
- $P_н$ — наружное (атмосферное) давление.

Эффективная площадь $S_{эф}$ с учетом гидравлических сопротивлений дренажных устройств определяется по справочникам [4], а на завершающем этапе исследований — по результатам автономных испытаний. Определение фактической негерметичности отсеков и стыков между ними рассмотрено в п. 3.6.3.

В качестве примера на рис. 3.6.7 представлены результаты расчета избыточного давления в отсеках конфигурации, показанной на рис. 3.6.4, в сравнении с данными натурных измерений. Полоса расчетных значений ΔP учитывает возможные вариации траекторий выведения и погрешности консервативного задания параметров перечисленных выше исходных данных для расчета.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

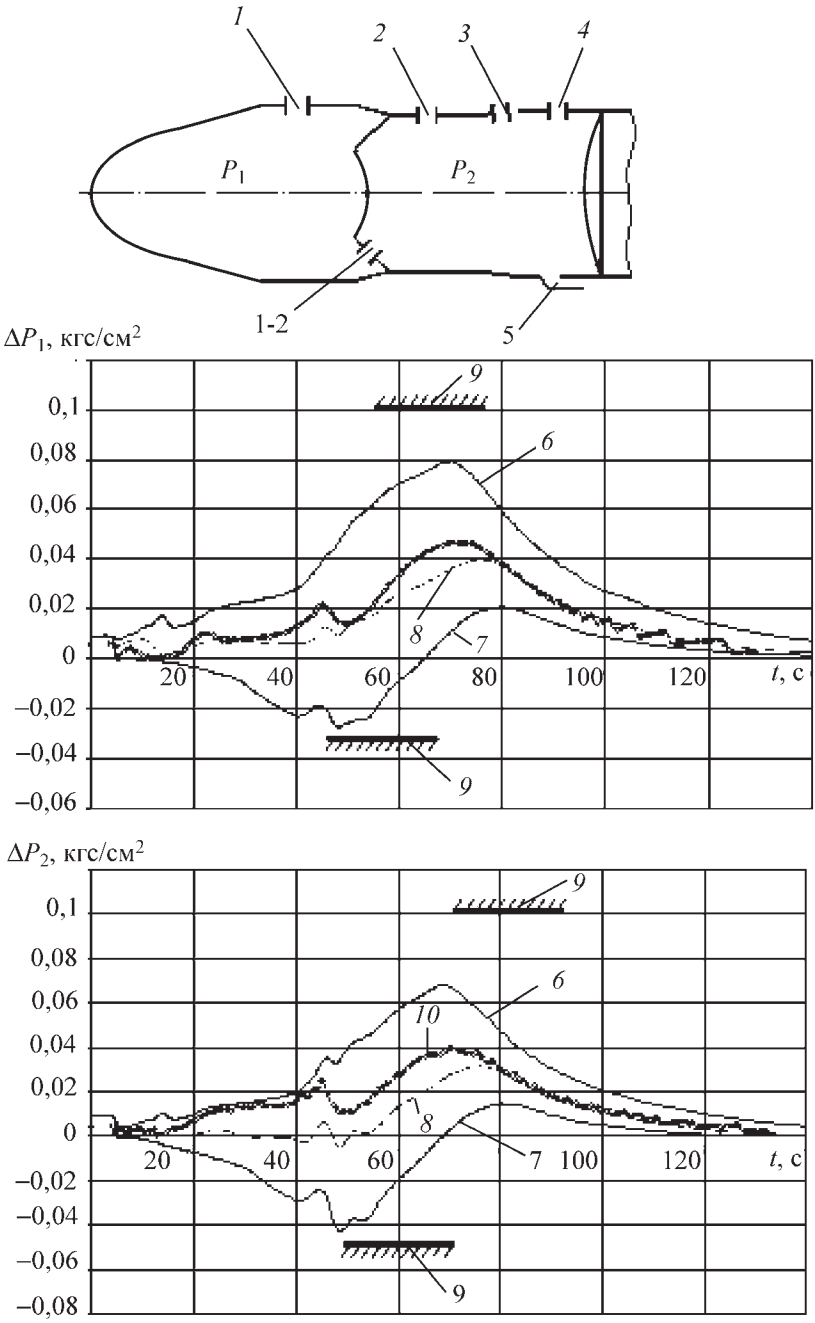


Рис. 3.6.7. Изменение избыточного давления ΔP в технической системе единиц в связанных отсеках РН во время полета:

1, *2*, *3*, *4*, *5*, *1-2* — дренажные устройства; *6*, *7* — max, min соответственно (расчет с учетом погрешностей определения исходных данных для расчета); *8* — среднее значение характеристики; *9* — допустимые перепады давлений; *10* — результаты летных измерений; $\Delta P_i = P_i - P_н$, P_i — давление в i-м отсеке, $P_н$ — атмосферное давление в точке траектории

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

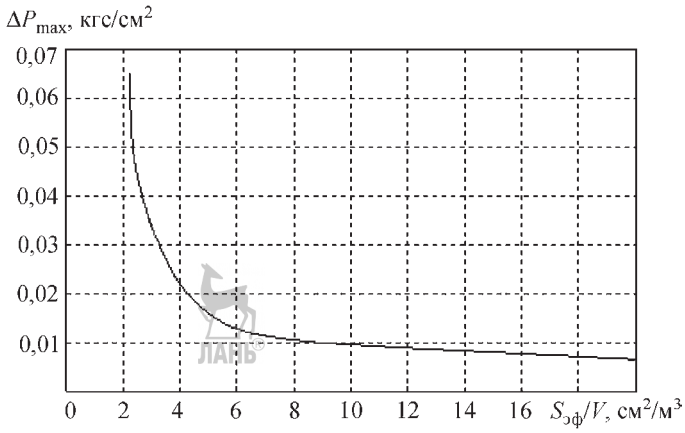


Рис. 3.6.8. Зависимость максимальной величины перепада давлений ΔP_{max} между отсеком и наружной средой от $S_{эф}/V$ в технической системе единиц

В ряде случаев для быстрой оценки величин избыточных давлений в отсеках с известными параметрами дренажных устройств или в емкостях (корпуса приборов) с известной негерметичностью целесообразно использование универсальной зависимости $\Delta P_{max} = f(S_{эф}/V)$, приведенной на рис. 3.6.8, где ΔP_{max} — максимальная величина перепада давлений между отсеком и внешней средой (или между отсеками); $(S_{эф}/V)$ — отношение эффективной площади дренажного устройства или негерметичности к свободному объему отсека. Зависимость применима для РН разного класса и может быть использована и для оперативного решения обратной задачи — определения потребной эффективной площади дренажного отверстия, обеспечивающей получение внутри отсека (корпуса прибора) избыточного давления ΔP_{max}, не превышающего заданного для этого отсека ограничения. Зависимость, приведенная на рис. 3.6.8, применима при градиентах изменения наружного давления (при скоростях спада давления) $dP/dt \le 2{,}66$ кПа/с (20 мм рт. ст./с).

При разработке систем дренирования отсеков РН целесообразно выходные сечения дренажных устройств размещать на корпусах блоков в зонах с минимальными по времени полета (по числам Маха) изменениями давлений. При этом предпочтительнее устанавливать в выбранном сечении не одно, а несколько устройств для минимизации влияния углов атаки и крена.

В целях исключения попадания внешней среды внутрь отсеков при наземной подготовке, для парирования повышенных по сравнению с расчетными разбросов внешних воздействий в полете и величин фактической негерметичности отсеков и стыков между ними в полете в условиях упругих деформаций конструкции целесообразно использование дренажных устройств клапанного типа.

3.6.3. ТЕХНОЛОГИЯ ИСПЫТАНИЙ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ СИСТЕМ ДРЕНИРОВАНИЯ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ. АВТОНОМНЫЕ И КОМПЛЕКСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

На точность расчетного прогнозирования изменения давления в негерметичных отсеках ракет в полете и оптимальность выбора параметров дренажных устройств влияют:

- погрешность задания параметров движения ракет (скорость и высота полета, угол атаки) и параметров атмосферы по траектории движения;
- погрешности определения наружного давления в местах расположения выходных сечений дренажных устройств и в местах возможной негерметичности отсеков и стыков между ними;
- погрешности определения расходных характеристик дренажных устройств;
- погрешности определения фактической негерметичности отсеков, люков и ее изменения в полетных условиях.

В целях повышения надежности работы систем дренирования в полете в РКК «Энер-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

гия» разработана специальная технология создания и отработки, включающая в себя следующие этапы:

1. Проведение расчетных исследований процесса истечения газа из отсеков РКН и выбор типа и параметров дренажных устройств с учетом заданных ограничений по допустимым перепадам давлений, действующих на оболочки каркасных отсеков и перегородки между ними, градиентам изменения давления в отсеках по времени полета и остаточным давлениям на момент сброса головных обтекателей.

2. Проведение *автономных испытаний* выбранных дренажных устройств в целях уточнения их расходных характеристик.

3. Проведение *испытаний* в АДТ *моделей* РКН в целях определения коэффициентов наружного давления в местах расположения выходных отверстий дренажных устройств и влияния набегающего потока на расходные характеристики дренажных устройств.

4. Оптимизация параметров системы дренирования с учетом результатов автономных (п. 2) и модельных (п. 3) испытаний, проведение поверочных расчетов давлений в отсеках. Выбор средств регулирования параметров системы.

5. Комплексные испытания системы дренирования в наземных условиях на собранной РКН с определением фактической негерметичности отсеков и стыков между ними, расходных характеристик системы дренажных устройств по специальной методике [5–7].

6. Штатная проверка функционирования системы дренирования и фактической негерметичности отсеков каждой РН в процессе ее подготовки к пуску в целях регулирования при необходимости характеристик системы.

Такая необходимость возникает в случае выхода фактической негерметичности отсеков или характеристик системы дренажных устройств за диапазон заданных в документации значений, а также в случае изменения по каким-либо причинам требований заказчика (разработчика КА) на изменение давления в отсеке полезного груза незадолго до пуска. Наличие элементов регулирования в системе дренирования (резервные однотипные дренажные устройства в составе отсеков) позволяет перенастраивать систему с учетом ее фактических характеристик и изменившихся требований без переноса срока пуска.

Автономные испытания

Автономные испытания элементов системы дренирования проводятся главным образом в целях определить расходные характеристики дренажных устройств.

В процессе испытаний определяются зависимости коэффициентов расхода μ дренажных устройств или эффективной площади $S_{эф} = \mu S$ их проходного от избыточного давления $\Delta P = P_1 - P_2$, где S — геометрическая конструкционная площадь проходного сечения устройства; P_1, P_2 — давления на входе и выходе из дренажного устройства соответственно.

Методика испытаний предусматривает подачу на вход дренажного устройства газа с переменным контролируемым расходом Q и измерения параметров установившегося течения (P_2/P_1, T_1, где T_1 — температура газа на входе в устройство). По известным зависимостям $Q(P_1/P_2, T_1, S_{эф})$ определяются зависимости $S_{эф} = f(\Delta P)$ или $\mu(\Delta P)$. Испытания проводятся на специализированных стендах.

Для испытаний используются, как правило, несколько экземпляров штатных дренажных устройств, предназначенных для установки на изделие, что позволяет определить не только расходную характеристику устройства, но и ее погрешности, обусловленные технологией изготовления устройств.

Для определения расходных характеристик дренажных устройств вместо стендов также используют двухкамерные барокамеры, позволяющие создавать необходимый перепад давлений и скорость его изменения по времени, аналогичные условиям в полете. В этом случае испытываемое дренажное устройство устанавливается на разделительном экране между емкостями барокамеры таким образом, что давление в одной из камер имитирует давление на входе в дренажное устройство, а в другой камере — давление на выходе. Такие испытания, как правило, не дают качественно новых результатов по сравнению с испытаниями на стенде, но значительно сложнее и дороже.

Аналогичная методика испытаний может быть использована для определения негерметичности каркасных отсеков и их люков в автономных испытаниях. Однако в этом случае требуется изготовление дорогостоящей оснастки — специальных крышек, устанавливаемых на период испытаний на торцы отсеков, что не всегда оправдано. Такие испытания целесообразны в том случае, если в составе РКН

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

используются капсулированные блоки полезного груза, имеющие собственные экраны, служащие перегородками между отсеками в составе РКН (рисунок 3.6.4.). Как показала практика создания и отработки РКН «Зенит-3SL» системы «Морской старт», эти задачи можно решить при комплексных испытаниях или в процессе подготовки собранной РКН к пуску.

Комплексные испытания

Задачи комплексных испытаний в процессе подготовки пуска РКН:

1. Определение фактической негерметичности отсеков РКН и стыков между ними.

2. Определение расходных характеристик одновременно работающих однотипных дренажных устройств и сравнение их с результатами автономных испытаний.

3. Проверка функционирования системы дренирования РКН в целом.

4. Принятие решения о необходимости использования средств регулирования в случае выхода размеров негерметичностей и характеристик дренажных устройств за пределы диапазона значений, используемых при прогнозировании давлений в отсеках для данного пуска и отраженных в документации на пуск.

Для решения перечисленных задач в циклограмме подготовки РКН предусматриваются соответствующие операции по проверке функционирования системы дренирования.

Для проверки негерметичности и расходных характеристик дренажных устройств применяется воздух систем термостатирования отсеков РКН и КА, который всегда имеется на техническом комплексе для поддержания заданного теплового режима КА и систем РКН.

В зависимости от решаемой задачи реализуется разная схема подачи термостатирующего воздуха в исследуемый отсек или систему взаимосвязанных отсеков. В случае определения негерметичности отсеков выходные отверстия всех дренажных устройств закрываются с помощью технологических крышек или фиксируются замками в закрытом положении для устройств клапанного типа (рис. 3.6.9). Подавая в отсеки воздух с переменным регистрируемым расходом и измеряя температуру и давление внутри отсеков и снаружи, по методике из п. 3.6.2 определяют эффективную площадь негерметичности при различных значениях перепадов давлений.

Таким же образом, открывая поочередно дренажные устройства системы, определяют их расходные характеристики. В процессе ис-

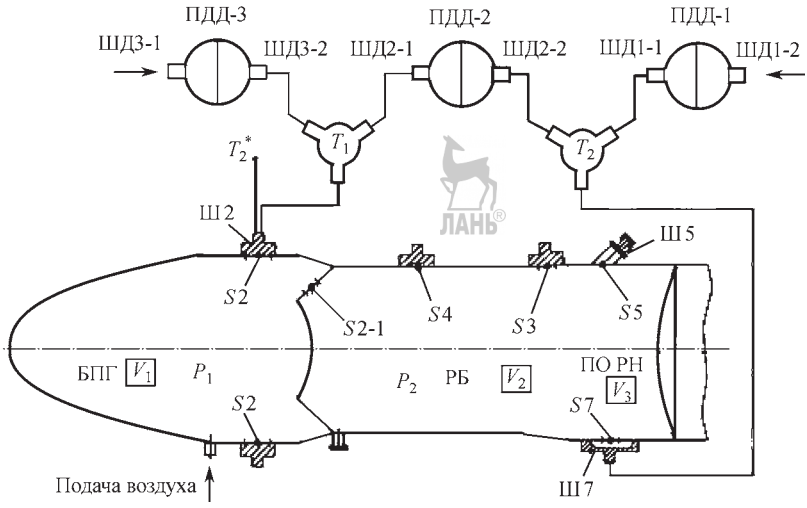


Рис. 3.6.9. Схема установки для определения негерметичности отсеков РКН и расходных характеристик дренажных устройств:

ПДД — потенциометрический датчик давления; ШД — штуцер датчика; S — дренажное устройство; Ш — штуцер дренажного устройства; T — тройник-разветвитель магистрали воздуха; T_2 — датчик измерителя температуры воздуха

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

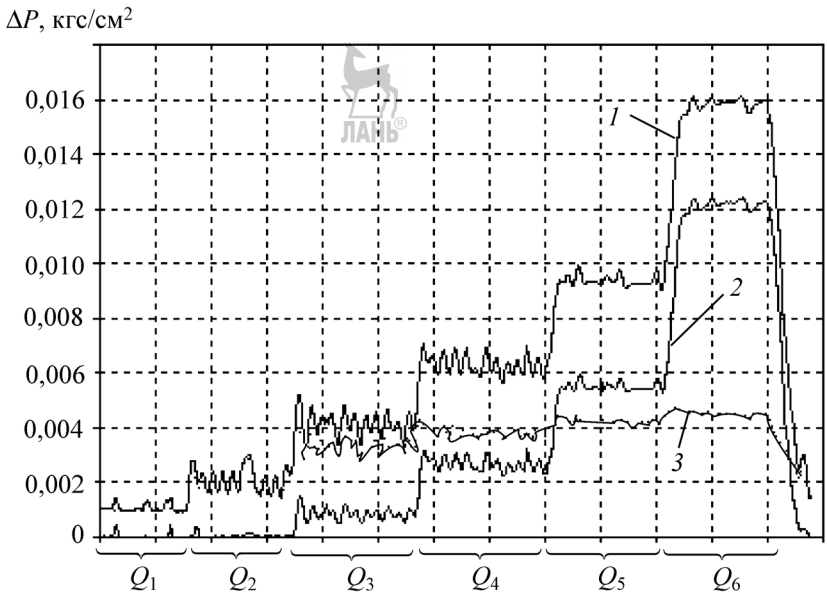


Рис. 3.6.10. Изменение избыточного ($P - P_н$) давления в испытываемых отсеках в функции расхода подаваемого воздуха:

1, 2, 3 — перепады давлений измерения датчиков ПДД-1, 2, 3 соответственно; ПДД-1 $\rightarrow \Delta P_2 = P_2 - P_н$; ПДД-2 $\rightarrow \Delta P_{1-2} = P_1 - P_2$; ПДД-3 $\rightarrow \Delta P_1 = P_1 - P_н$

пытаний идет непрерывная регистрация измеряемых параметров в отсеках. На рис. 3.6.10 представлены графики изменения избыточного давления в испытываемых отсеках в функции расхода подаваемого воздуха Q.

По результатам сравнения фактических и предварительных характеристик дренажных устройств и размеров негерметичности, использовавшихся в расчетных исследованиях, принимается решение о необходимости регулирования параметров системы дренирования перед пуском. В случае регулирования системы дренирования с помощью резервных дренажных устройств, например, переменное число клапанов на цилиндрической части разгонного блока (рис. 3.6.4) меняют число работающих в полете устройств. Так, если при номинальных параметрах работает один клапан, то в случае малой негерметичности и заниженной эффективной площади дренажного устройства в работу включают второй клапан, а при повышенных негерметичности и расходных характеристиках закрывают (фиксируют) все клапаны на цилиндрической части, оставляя в работе дренажные устройства, расположенные на коническом переходнике.

Реализация такой технологии проверки в наземных условиях работы системы дренирования и регулирования ее параметров в процессе подготовки к пуску, а также использование полуактивной системы обеспечивают надежное функционирование в полете даже в случае возникновения некоторых нештатных ситуаций, например, незакрытие люков (отверстий) малой размерности в момент запуска. Наличие обратной связи в виде клапанов позволяет системе дренирования перенастроиться в полете.

Послеполетный анализ результатов измерений давлений в отсеках

Рассмотренная технология проектирования и отработки систем дренирования отсеков ракет в полете впервые реализована при создании РКН «Зенит-3SL» морского базирования.

Ее внедрение обеспечивает надежный контроль параметров дренажных устройств, степени негерметичности отсеков и стыков между ними, работы системы дренирования в целом и соответствия параметров характеристикам, использованным в предполетных анализах и выпуске документации на пуск. Благо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

даря этому обеспечивается успешное функционирование дренажных устройств, о чем свидетельствуют результаты измерений давления в полете (рис. 3.6.7), а также отсутствие замечаний к работе дренажных устройств в многочисленных пусках.

3.6.4. ДРЕНИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

Наряду с дренированием отсеков в процессе проектирования решается порой не менее сложная задача обеспечения прочности обтекателей, например *бортовой кабельной сети* (*БКС*), проложенной по наружной поверхности блоков РН, и мест их крепления к тонкостенным оболочкам топливных баков.

Как правило, обтекатели БКС имеют большую протяженность и крепятся не только к каркасным отсекам, но и к тонкостенным оболочкам баков. Ввиду большой протяженности распределение давления по наружной поверхности обтекателей оказывается чрезвычайно неравномерным, что особенно характерно для многоблочных ракет (см. п. 3.5.4). В этом случае трудно выбрать место расположения дренажного устройства для стравливания воздуха из под обтекателя. В результате приходится искать решение в изменении конструкции самого обтекателя, в частности путем разделения пространства под обтекателем на отдельные секции с помощью перегородок и выполнения соответствующего дренажа на отдельных секциях или путем запенивания его внутреннего объема. Исследованные варианты конструктивного выполнения и дренирования обтекателей бортовой кабельной сети РН «Энергия» представлены на рис. 3.6.11.

Наиболее сложную задачу, несущую в себе много неопределенностей, представляет дренирование многослойных пакетов (матов) *экранно-вакуумной теплоизоляции* (*ЭВТИ*) КА, а также объемов конструкции, расположенных под ЭВТИ. Это связано с неопределенностью расходных характеристик пакетов ЭВТИ и их наружных оболочек (проницаемости пакета).

Каждый слой пакета ЭВТИ в соответствии с нормативной документацией перфорируется отверстиями диаметром 2 мм с шагом 10 мм. Однако смещение перфорируемых слоев относительно друг друга в процессе изготовления матов и эксплуатации и деформация нежестких матов ЭВТИ под действием перепадов давления обуславливают существенное изменение расходных характеристик (проницаемости) матов, несмотря на специальные сетчатые прокладки (стекловуаль) между слоями.

Кроме того, для таких конструкций возможно резкое уменьшение проницаемости при больших градиентах изменения наружного давления (до 7,98...10,64 кПа (60... 80 мм рт. ст./с)), что характерно для изменения давления под головными обтекателями ряда ракет на участке выведения. В этих случаях возможно «слипание» наружных слоев матов ЭВТИ с последующим увеличением давления внутри матов из-за малой проницаемости, что в результате изменения их конфигурации (увеличение объема) трансформируется в нормальную нагрузку на стенки конструкции, которые теплоизолирует ЭВТИ. Как правило, это сотовые конструкции, например панели корпусов КА, для которых существуют жесткие ограничения по допустимой нагрузке (ΔP ~ 196 Па (0,002 кгс/см^2)), и которые сами дренируются специальным образом [8].

Для исключения такого явления требуется дополнительный к нормативному (перфорации слоев ЭВТИ) сквозной дренаж матов ЭВТИ, гарантирующий надежное стравливание воздуха как из объемов между слоями ЭВТИ, так и из пространства между матом ЭВТИ и поверхностью конструкции, защищаемой им.

Для сохранения в этом случае теплофизических свойств матов целесообразно сквозные отверстия защитить клапанами-козырьками из наружного материала мата ЭВТИ.

3.6.5. АВИАЦИОННОЕ ТРАНСПОРТИРОВАНИЕ

Авиатранспортирование используется, в частности, при перевозке крупноразмерных негабаритных конструкций, доставка которых с заводов-изготовителей к месту сборки РКН автомобильным, водным или железнодорожным транспортом невозможна. В таких случаях транспортирование осуществляется на внешней подвеске самолетов.

Характерными примерами авиатранспортирования являются перевозки ОК «Буран» и баков центрального блока РН «Энергия» на

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

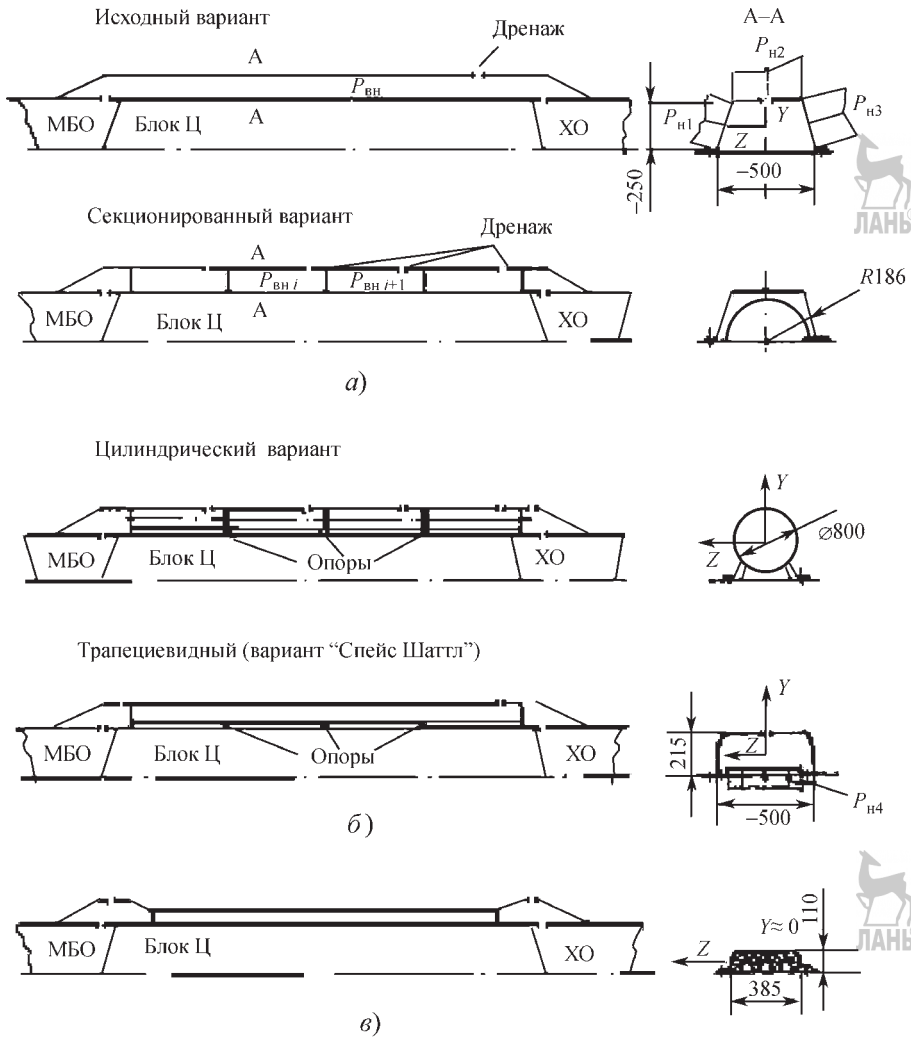


Рис. 3.6.11. Исследованные варианты конструктивного выполнения и дренирования обтекателей бортовой кабельной сети РН «Энергия»:

а, *б* — накладные и навесные обтекатели соответственно; *в* — обтекатель с наполнителем; $Y = P_{н2} - P_{вн,\,н4}$, $Z = P_{н3} - P_{н1}$

самолете 3МТ, а также ОК «Спейс Шаттл» на самолете «Боинг 747».

Баки РН «Энергия» имеют диаметр 7,7 м и длину баков горючего ~32 м для водорода и ~ 20 м для кислорода. В целях снижения аэродинамического сопротивления и воздействия набегающего потока на баки в полете на них устанавливались сферический обтекатель в носовой части и стекатель оживальной формы в хвостовой части. Герметичные баки при перевозке надувались, а разгрузка обтекателей от аэродинамического воздействия осуществлялась с помощью дренажных устройств. Схема дренирования обтекателя и стекателя при авиационном транспортировании бака горючего РН «Энергия» изображена на рис. 3.6.12. После транспортирования баков носовой и хвостовой обтекатель собирались в единую конструкцию для их обратной доставки и использования в последующих перевозках. Для баков всех размеров использовались одни и те же обтекатели.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

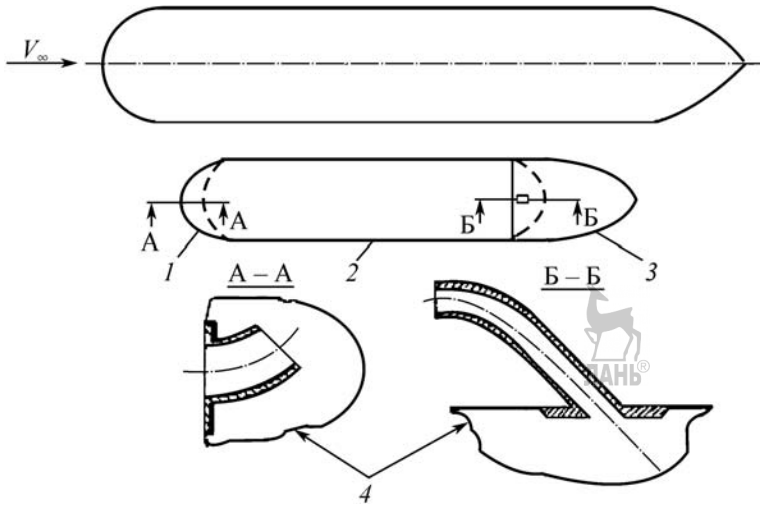


Рис. 3.6.12. Схема дренирования обтекателя и стекателя при авиационном транспортировании бака горючего РН «Энергия»:
1 — обтекатель; *2* — бак горючего; *3* — стекатель;
4 — дренажные устройства

С целью уменьшить перепады давлений, действующих на сжатие обтекателей (снаружи внутрь) требовалось обеспечить в полете, при взлете и посадке избыточное, по сравнению с атмосферным, давление под обтекателями на уровне ~9,8 кПа (0,1 кгс/см^2). Эта задача успешно решена путем оснащения обтекателей специальными дренажными устройствами, расположенными в передней критической точке носового и в верхней части хвостового обтекателей (рис. 3.6.12).

Форма и размеры дренажных устройств, а также эффективная площадь их проходных сечений рассчитываются с учетом эпюр распределения давления по внешней поверхности грузов (рис. 3.6.13), коэффициентов сопротивления дренажных устройств и параметров движения самолета (V, H, q). При выборе конфигурации входной части дренажного устройства хвостового обтекателя учтена толщина пограничного слоя, формирующегося на поверхности бака, достигающая ~23...26 см, в связи с чем входное отверстие устройства поднято над поверхностью бака. Приемное отверстие дренажного устройства переднего обтекателя установлено в критической точке полусферы.

Результаты натурных измерений в полете давлений внутри обтекателей в составе рассмотренных вариантов грузов показали, что выбранные варианты и параметры дренажных устройств обеспечивают заданное избыточное давление внутри обтекателей как на режиме истечения газа (взлет самолета), так и на режиме втекания (посадка).

Грамотное решение вопросов дренирования самых различных конструкций позволяет существенно снизить аэродинамические нагрузки в полете.

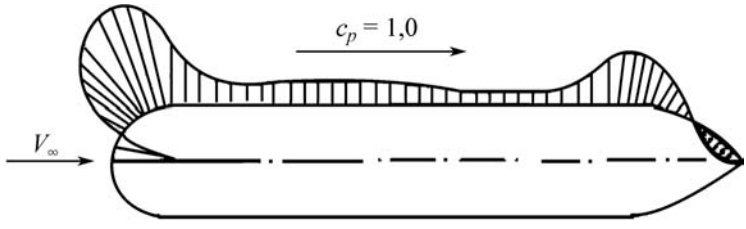


Рис. 3.6.13. Распределение коэффициента давления c_p по поверхности груза

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.** Способ регулирования аэродинамических нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата, и устройство для его реализации (варианты): пат. RU 2145564 C1. B64C 1/100, опубл. 20.02.2000.

2. **Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.** Способ регулирования аэродинамических нагрузок, действующих на отсек летательного аппарата, и устройство для его осуществления (варианты): пат. RU 2145563 C1. B64C 1/100, опубл. 20.02.2000.

3. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1991. 304 с.

4. **Идельчик И.Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.

5. **Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.** Способ определения расходных характеристик дренажных устройств отсека летательного аппарата и система для его осуществления: пат. RU 2253095 C2; заявл. 06.08.2003; опубл. 27.05.2005. Бюл. № 15.

6. **Алиев В.Г., Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И., Легостаев В.П., Шорин А.Н.** Способ определения расходных характеристик дренажных устройств корпуса летательного аппарата и система для его осуществления: пат. RU 2267108 C2; заявл. 06.08.2003; опубл. 27.05.2005. Бюл. № 36.

7. **Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.** Способ определения негерметичности отсека летательного аппарата с дренажными устройствами: пат. RU 2246708 C1. G1M3/00, опубл. 20.02.2005.

8. **Болотин В.А., Дядькин А.А., Лебедев В.И.** Несущая панель корпуса космического аппарата: пат. RU 2283799 C1; заявл. 28.06.2004; опубл. 20.09.2006. Бюл. № 26.

Глава 3.7
ТЕРМОСТАТИРОВАНИЕ ОТСЕКОВ РАКЕТ ПРИ НАЗЕМНОЙ ПОДГОТОВКЕ

3.7.1. ЗАДАЧИ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ. ОГРАНИЧЕНИЯ. МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ

Системы термостатирования предназначены для поддержания заданного в документации теплового режима КА, размещаемых в *блоке полезного груза* (*БПГ*), приборов систем управления РБ и ракет, криогенных баков ДУ и других систем в процессе наземной подготовки РН. Как правило, предъявляются жесткие требования к допустимому диапазону температур КА и систем РН в процессе их наземных автономных и комплексных испытаний и в процессе подготовки РКН к пуску.

Для поддержания теплового режима чаще всего используются воздушные системы термостатирования, обеспечивающие подачу в зону размещения КА или других объектов термостатирующего воздуха требуемой температуры и заданного расхода для отвода или подвода тепла. Термостатирующий воздух проходит предварительную очистку до подачи в зону термостатирования для исключения загрязнения КА в процессе подготовки, которая может длиться часами или сутками.

Важную роль при организации термостатирования играют схема и устройства подачи воздуха внутрь отсеков.

Решение задачи выбора оптимальной схемы подачи термостатирующего воздуха в отсеки РКН и организации его течения внутри отсеков осуществляется в два этапа. *На первом этапе* выбирается принципиальная схема устройств подачи воздуха и оптимизируются их параметры, а *на втором этапе* определяются места расположения устройств в отсеках и формируется с их помощью течение термостатирующего воздуха.

На рис. 3.7.1 показана типичная конфигурация БПГ с КА, пристыкованного к РБ, который, в свою очередь, пристыкован к *приборному отсеку* (*ПО*) второй ступени РН. В процессе подготовки РН к пуску термостатированию подлежат КА, приборы разгонного блока и контейнеры системы управления ракеты, размещенные в ПО ракеты.

При обеспечении теплового режима КА и систем требуется выполнить ряд дополнительных требований, которые играют роль ограничений:

- должно быть исключено или минимизировано попадание в зону КА менее чистого воздуха из РБ или отсеков РН;
- местные скорости течения термостатирующего воздуха вблизи поверхности КА не должны превышать 3...5 м/с;
- поток термостатирующего воздуха должен равномерно омывать поверхность зон КА, чувствительных к нагреву;
- суммарный уровень акустического давления (шума) в зоне КА не должен превышать 120...125 дБ при длительном термостатировании.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

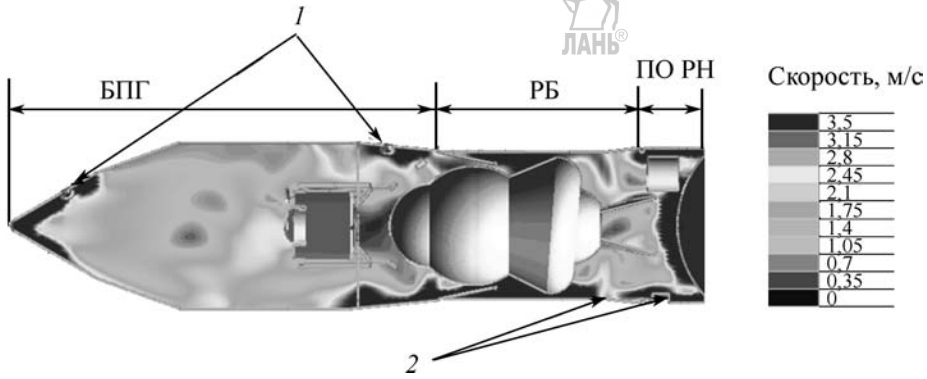


Рис. 3.7.1. Формирование течения термостатирующего воздуха в отсеках РКН. Поле скоростей в продольной плоскости:
1 — устройства подачи термостатирующего воздуха (диффузоры); *2* — дренажные устройства

Зачастую требования к термостатированию КА и систем РКН могут быть противоречивыми: КА требуется подогревать, а блоки систем управления РБ и РН — охлаждать, что создает дополнительные трудности при формировании оптимальной схемы подачи воздуха.

Для исключения попадания менее чистого воздуха из РБ в зону КА в конструкцию БПГ может быть введен разделительный экран с клапанами одностороннего действия, которые обеспечивают перетекание термостатирующего воздуха, подаваемого в зону КА, в РБ для эвакуации его наружу в атмосферу через дренажные устройства на РБ или отсеках РН (рис. 3.6.4). При такой конструкции БПГ является капсулированным, т.е изолированным от отсеков РБ и РН.

Разделительный экран может быть выполнен также из проницаемой ткани. Аналогичного эффекта достигают и при отсутствии разделительного экрана за счет правильной организации течения внутри БПГ и РБ. Схема такого варианта конструкции показана на рис. 3.7.1, а схема течения в продольных и поперечных сечениях БПГ — на рис. 3.7.2 и 3.7.3. Такая конструкция системы подачи воздуха в БПГ сложнее в отработке, но выгоднее в весовом отношении.

Современные программные комплексы расчета течений вязкой несжимаемой жидкости, например FlowVision, позволяют достаточно эффективно решать подобные задачи [1].

Использование расчетных методов позволяет выбрать оптимальную форму устройств для подачи воздуха в отсек, место их расположения и ориентацию, обеспечивающие выполнение заданных требований и ограничений [2]. Благодаря оптимизации можно значительно уменьшить максимальный потребный расход термостатирующего воздуха и вес конструкции.

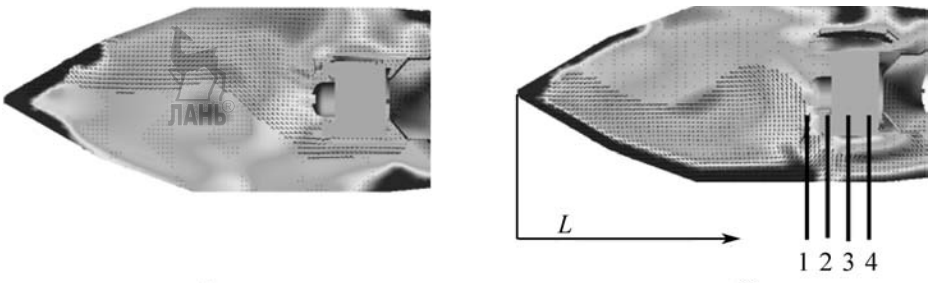


Рис. 3.7.2. Поле скоростей термостатирующего воздуха в продольных сечениях БПГ:
а — в вертикальной плоскости 1–3 БПГ; *б* — в горизонтальной плоскости 2–4 БПГ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

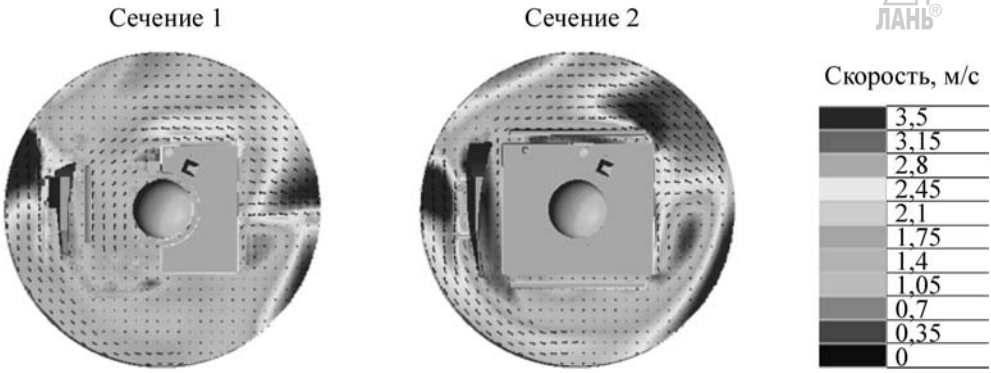


Рис. 3.7.3. Поле скоростей термостатирующего воздуха в поперечных сечениях БПГ:
сечения 1 и 2 соответствуют рис. 3.7.2

Проверка эффективности выбранной схемы и устройств подачи термостатирующего воздуха в отсеки РКН и БПГ осуществляется в процессе комплексных испытаний на собранной РКН прежде всего по конечному результату, путем контроля изменения температуры среды в термостатируемых отсеках при работающих системах и сравнения ее с допустимой температурой на момент окончания испытаний или подготовки РКН к пуску.

Контроль выполнения ограничений по уровню шума от устройств подачи термостатирующего воздуха (коллектор, диффузор и др.) осуществляется сначала в автономных испытаниях устройства, а затем в составе РКН, измеряя шум в ряде точек пространства термостатируемого отсека. Контроль скорости течения и температур воздуха проводится лишь в контрольных точках в зонах около КА, критичных к этому воздействию.

3.7.2. ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТЕРМОСТАТИРУЮЩЕГО ВОЗДУХА

В зависимости от задач, которые ставятся перед разработчиками системы термостатирования, могут использоваться различные конструктивные решения выходных устройств, формирующих течение внутри термостатируемых отсеков. Общими требованиями, предъявляемыми к таким устройствам, являются следующие:

- проходные сечения устройств должны обеспечивать заданный потребный расход термостатирующего воздуха при заданной ограниченной скорости течения на выходе из устройства;
- параметры течения на выходе из устройства должны быть максимально равномерными по сечению;
- устройство должно иметь минимальные габариты;
- простота конструкции устройства и возможность изменения его положения без доработок в целях регулирования течения внутри отсеков.

Различные варианты возможного конструктивного выполнения выходных устройств показаны на рис. 3.7.4...3.7.6.

Простейшее устройство представляет собой коллектор тороидальной формы с равномерно распределенными по его поверхности отверстиями для подачи воздуха внутрь термостатируемого отсека по его периферии. Данная конструкция проста, но имеет значительный вес и габариты и не обеспечивает равномерную по окружности коллектора скорость на выходе из отверстий, она максимальна у отверстий вблизи входного трубопровода системы термостатирования и минимальна в удаленных отверстиях.

Значительно более эффективны выходные устройства диффузорного типа (рис. 3.7.5, 3.7.6). Они имеют значительно меньшие габариты и вес и большие возможности в части организации течения внутри отсеков.

Для выбора оптимальной конфигурации (конструкции) диффузоров успешно используются численные методы расчета течения газа. На рис. 3.7.7 показана оптимизированная, с использованием численного метода, конструкция диффузора типа «фонарь».

Для исходного варианта диффузора с тремя выходными отверстиями (см. рис. 3.7.6) характерны большие местные скорости на выходе

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

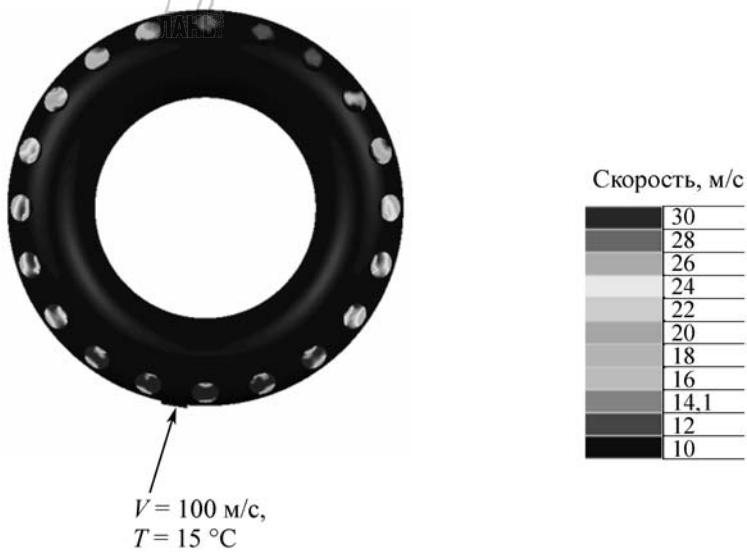


Рис. 3.7.4. Выходное устройство подачи термостатирующего воздуха в отсек (коллекторного типа)

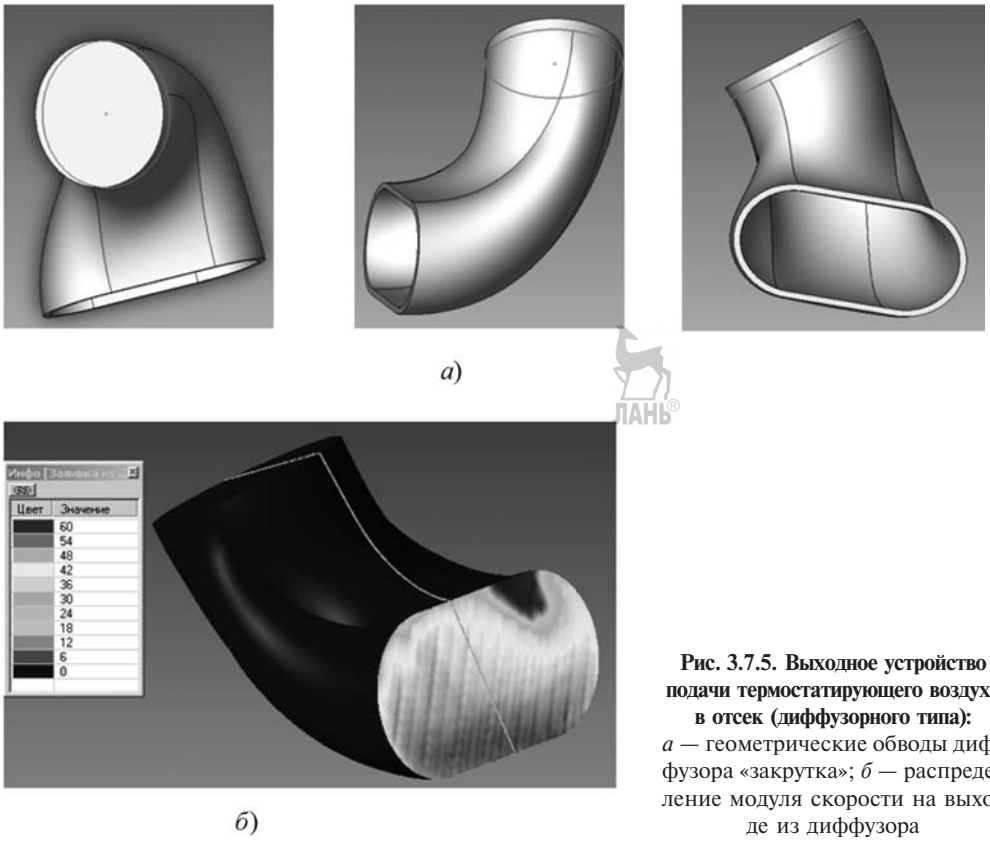


Рис. 3.7.5. Выходное устройство подачи термостатирующего воздуха в отсек (диффузорного типа): *а* — геометрические обводы диффузора «закрутка»; *б* — распределение модуля скорости на выходе из диффузора

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

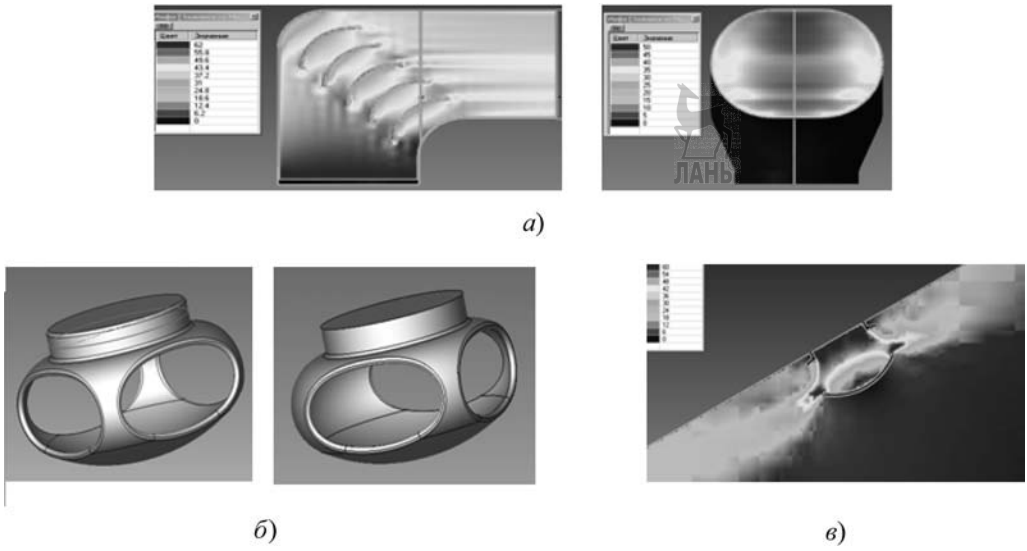


Рис. 3.7.6. Варианты выходных устройств подачи термостатирующего воздуха в отсеки:
а — распределение модуля скорости в продольном сечении и в выходном сечении диффузора «раструб»; *б* — геометрические обводы диффузора «фонарь»; *в* — распределение модуля скорости в продольном сечении диффузора «фонарь»

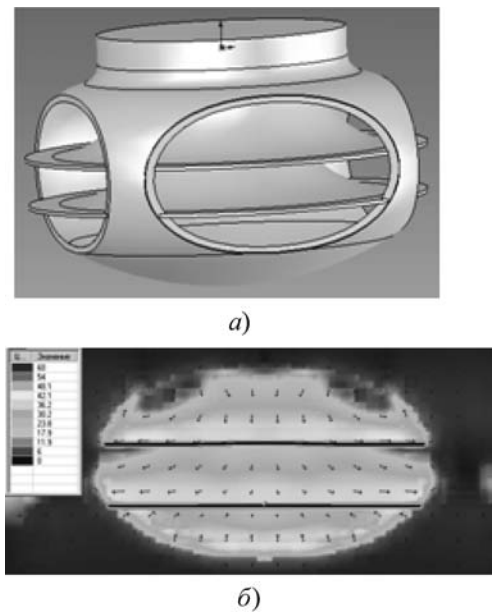


Рис. 3.7.7. Оптимизированная конструкция диффузора «фонарь»:
а — конструкция диффузора; *б* — поле скоростей на выходе из центрального отверстия верхнего диффузора

и значительная неравномерность параметров по сечению. Использование в конструкции разделительных вкладышей (перегородок) позволяет существенно изменить схему течения внутри диффузора и добиться приемлемых результатов на выходе из отверстий устройства. При скорости газа на входе в устройство подачи воздуха ~40 м/с скорость в выходных сечениях не превышает ~15 м/с.

Рассмотренный диффузор компактен, прост в изготовлении и позволяет за счет вариации числа выходных отверстий и поворота устройства вокруг собственной оси менять направление течений термостатирующего воздуха около термостатируемого объекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Дядькин А.А., Симакова Т.В.** Опыт использования программного комплекса «FlowVision» в процессе проектирования ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева // Науч.-практ. конф. «Инженерные системы 2007». ТЕСИС, 2007. С. 20–27.

2. **Патент № 2285640.** Болотин В.А., Дядькин А.А., Серафимов В.П. Способ термостатирования объектов ракетного блока и бортовая система для его реализации; опубл. 20.10.2006. Бюл. № 29.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 3.8

ГАЗОДИНАМИКА СТАРТА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

3.8.1. ВИДЫ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА РН ПРИ СТАРТЕ И ИХ ОТЛИЧИЕ ОТ ПОЛЕТНЫХ

Задачей исследований газодинамики старта является определение газодинамических, ударно-волновых, акустических и тепловых воздействий струй ДУ на РН и *пусковые установки* (*ПУ*), начиная от момента запуска двигателей первой ступени на режимы промежуточной и главной ступени тяги и далее в процессе движения РН по траектории в непосредственной близости от ПУ и *стартового сооружения* (*СС*).

Ударно-волновые нагрузки. Рост тяги в процессе запуска ДУ по временному закону нарастания тяги $R_н = f(\tau)$, истечение продуктов сгорания топлива из сопел ДУ и их движение в газовой среде, ограниченной поверхностями газоходов, обуславливают суперпозицию и дифракцию волн сжатия, отходящих от фронта раздела продуктов сгорания со средой, как от движущегося поршня. В результате развивается ударно-волновой процесс с избыточным давлением $\Delta P_{уд} = f(\tau)$ за волнами сжатия в среде и на поверхностях конструкций РН и ПУ, что является одним из отличий нагружения РН при старте от нагружения в полете.

Уровень избыточного давления* на кормовой части РН при протекании ударно-волновых процессов может достигать до 100 кПа (1 кгс/см^2), а на конструкции ПУ — до 200 кПа (2 кгс/см^2).

Отражение волн сжатия от свободной поверхности окружающей среды при выходе из газохода и эжектирующее действие струй приводят также к появлению волн разрежения с уровнем избыточного давления до –(50... ...60) кПа ((–0,5...0,6) кгс/см^2).

Ударно-волновые давления (*УВД*) на кормовую часть РН, как правило, существенно превышают донное давление в полете и являются расчетными для конструкции донных экранов и хвостовых отсеков РН. Ударно-волновые процессы должны учитываться также при анализе нагружения полезных грузов, выводимых РН.

Уровень УВД зависит от энергетики ДУ, циклограммы выхода двигателя на режим, конфигурации и параметров пусковой установки. В общем случае:

$$P_{уд}/P_1 = (GRT_0/P_1 a_н F_{г/х})Sh,$$

где $P_{уд}$ — абсолютное УВД, кгс/м^2; P_1 — начальное давление среды, кгс/м^2; G — расход топлива, кг/с; R — газовая постоянная продуктов сгорания, кг·м/град.; T_0 — температура торможения газа в камере сгорания, К; $a_н$ — начальная скорость звука в каналах ПУ, м/с; $F_{г/х}$ — площадь газохода, м^2; $Sh = 2L_{г/х}/(a_н \tau_{ДУ})$, $L_{г/х}$ — длина газохода, м; $\tau_{ДУ}$ — время выхода ДУ на режим, с.

При $Sh \geq 1$ принимается максимальное значение $P_{уд}/P_1$.

Снижение УВД обеспечивается ступенчатым и разновременным запуском групп двигателей, применением защитных экранов и вводом воды в струи ДУ у среза сопел.

Газодинамические нагрузки. Величины воздействий струй двигателей определяются их тягой и компоновкой, а также конфигурацией отражательных устройств ПУ.

Результаты определения газодинамических воздействий струй ДУ используются при формировании исходных данных для расчета нагружения конструкций РН и ПУ, а также при разработке средств снижения нагрузок до допустимых уровней.

В случае многосопловых ДУ большой тяги 5...50 МН (500...5 000 тс) в результате взаимодействия струй с ПУ и поверхностями стартового сооружения могут возникать отраженные (возвратные) к кормовой части РН течения со скоростями, близкими к скорости звука, и с температурами продуктов сгорания $T_г \approx \approx (0{,}6...0{,}75)T_0$ (где T_0 — температура торможения в камере сгорания). Опасность воздействия такого течения на кормовую часть РН требует исключения возвратных токов при штатных траекториях.

Суммарные силовые воздействия на ПУ от струй двигателей достигают значений $(1{,}3...1{,}8)R_н$ в зависимости от способа и направления отвода газового потока газоходами. Давление на поверхности ПУ достигает значений 500...2 000 Па (5...20 кгс/см^2) и оп-

* Здесь и далее принята в основном техническая система единиц измерения, так как все данные по давлениям на агрегаты наземного оборудования и на ракету при старте рассматривались с первых натурных испытаний (1954 г.) в технической системе единиц.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ределяется высокими значениями параметров ДУ на срезе сопла: M_a = 3,0...4,8; степени нерасчетности $n_a = P_a/P_н$ = 0,5...0,8; æ = 1,2; T_{0a} = (3 000...3 200) К и комплекса газонапряженности

$$R_a = R_н/(F_a P_н), \qquad (3.8.1)$$

где $R_н$ — сила тяги; F_a — площадь выходного сечения сопла; $P_н$ — атмосферное давление.

Акустические нагрузки. В полете на поверхности РН возникают в основном локальные зоны пульсаций давления и акустического излучения. В условиях же старта вся РН и ПГ находятся в акустическом поле большой интенсивности. Уровни акустического давления определяются не только источниками турбулентных пульсаций в слое смешения струй ДУ с воздухом, но возможно появление и автоколебательных процессов с концентрацией акустической мощности на отдельных «дискретных» частотах. Их природа может быть обусловлена процессами в камере сгорания ДУ или условиями взаимодействия струй ДУ с пусковой установкой, имеющей газоотводные каналы, уступы и кромки на обтекаемых струями элементах конструкции.

При старте мощность акустического излучения может составлять от 0,5...1 % от механической мощности газовых струй ДУ ($W = 0{,}5R_н V_{a\,эф}$, $V_{a\,эф}$ — эффективная скорость газа на срезе сопла). Для ракет с тягой 0,5... 50 МН (50...5 000) тс данная мощность имеет порядок ($1\cdot10^6$...$1\cdot10^8$) кВт.

За счет акустического излучения от зон взаимодействия струй ДУ с ПУ, а также отражений от поверхностей СС уровни звукового давления на донной и хвостовой частях РН могут достигать ~165 дБ, на отсеке ПГ ~155 дБ. Широкий диапазон частот акустического излучения от струй ДУ, восемь октав ($f_в/f_н = 2^8$), создает определенную опасность возникновения резонансного воздействия на элементы *системы управления* (*СУ*) и различные агрегаты.

При старте из шахт суммарные уровни пульсаций давлений достигают 170 дБ, а в случае автоколебательных процессов — 185 дБ с концентрацией энергии на дискретных частотах 120...150 Гц. Такие процессы необходимо подавлять средствами шумоглушения. Ввод воды в струи ДУ обеспечивает снижение уровня акустического давления в широком спектре частот.

Специфическим для условий старта и стендовых испытаний является образование зон пониженного давления на поверхностях ПУ большой площади, вблизи которых струи проходят или своими границами касаются этих поверхностей. Уровень разрежения может достигать –10 кПа (–0,1 ати), а в локальных зонах за уступами и угловыми кромками конструкции ПУ, обтекаемых струями, –30... 50 кПа (–0,3...0,5 ати). На этих поверхностях возникают значительные отрывающие усилия.

Затекание потока газовых струй под плиты облицовки газоотражателей может вызывать отрывающие усилия до 0,5 МН (50 тс) на 1 м^2.

Параметры процессов, воздействующих на РН и ПУ, помимо прогнозирования определяются по результатам экспериментальной отработки на моделях различных масштабов.

Тепловые нагрузки. Элементы конструкций РН и ПУ, кроме силового воздействия, подвергаются значительному тепловому воздействию, уровень которого определяется интенсивностью теплопередачи и высокой энтальпией продуктов сгорания топлив ДУ. Плотность теплового потока может достигать (6,3... 8,4)·10^4 кВт/м^2 ((1,5...2,0)·10^4 ккал/(м^2·с)), а число Стантона, определяющее уровень турбулентного теплообмена, составит:

$$St = q/(G_a/F_a)(J_a - J_w) \approx 0{,}02, \qquad (3.8.2)$$

где G_a — весовой расход продуктов сгорания; J_a, J_w — энтальпия газа на срезе сопла и стенке элемента конструкции.

Для защиты локальных зон и отдельных агрегатов ПУ используется нанесение теплозащитных покрытий, которые должны работать при постоянном влиянии погодных условий. Однако основной способ снижения тепловых воздействий — ввод в струи ДУ за срезом сопел воды с расходом, в полтора-два раза превышающим расход продуктов сгорания топлива.

3.8.2. КЛАССИФИКАЦИЯ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК ПО ИХ КОНСТРУКТИВНЫМ СХЕМАМ

Схемно-конструктивные решения ПУ в первую очередь определяются общими задачами, стоящими перед стартовым комплексом, технологиями установки ракет, обслу-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

живания, подготовки и проведения пуска. Обеспечение безопасности старта также влияет на облик ПУ.

Схемно-конструктивные решения, обеспечивающие отвод газовых струй ДУ от ракеты (газоотражатели, экраны), а также снижающие воздействия различного вида на РН и ПУ, принято называть *газодинамической схемой старта*.

Для РН легкого класса с ограниченной тягой 0,5...2,5 МН (50...250 тс), как правило, используется наиболее простая схема старта ракеты с *пускового стола*, располагаемого открыто на стартовой площадке. Высота пусковых столов обычно не превышает 2,0 м. Отвод газов ДУ от ракеты и их растекание в горизонтальном направлении по стартовой площадке или над ней обеспечивается установкой газоотражателя с числом граней, соответствующим числу сопел ДУ (рис. 3.8.1).

В класс газодинамических схем старта «*пусковой стол с газоотражателем*» входят несколько разновидностей ПУ — с четырех- (для РН «Космос-2»), с шестискатным газоотража-

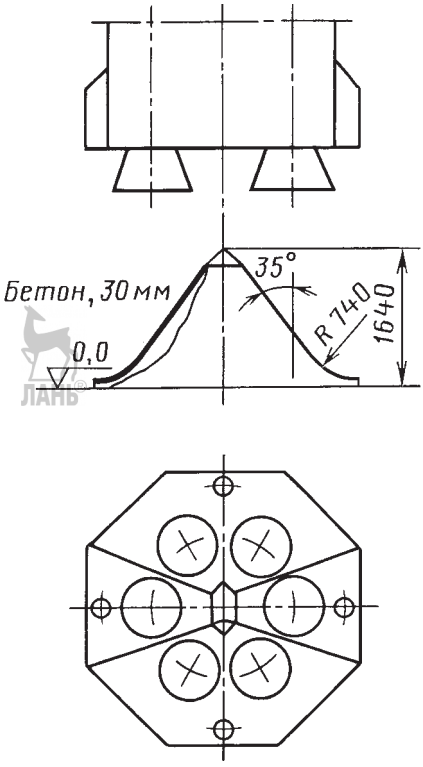


Рис. 3.8.1. Старт РН «Циклон-2»

телем (для РН «Циклон-2») и др. Газоотводное сооружение для РН «Циклон-3» имело общий газоотводный латок для отвода всех шести струй ДУ РН.

Для РН среднего и тяжелого классов с большой тягой ДУ первой ступени 3...45 МН (300...4 500 тс) используются преимущественно ПУ, в которых ракета донным срезом или срезом сопел располагается на высоте уровня нулевой отметки стартовой площадки или с некоторым заглублением (–1...–6 м). В этой схеме старта газоходы, отводящие струи ДУ, заглубляются с последующим выводом струй над уровнем стартовой площадки дополнительным лотком с углом подъема приблизительно 30°. С использованием схемы стартового сооружения с двумя или тремя газоходами удается уменьшить глубину стартового сооружения. На практике имеются стартовые сооружения с заглублением газоходов от 27 до 42 м, что можно реализовать с использованием рельефа местности.

Стартовое сооружение с заглубленными газоходами в отечественной практике является основным. При этом типе сооружения упрощается использование транспортно-установочных агрегатов, транспортирующих ракеты в горизонтальном положении (рис. 3.8.2). Впервые такие газоотводные лотки сооружались для стендовых испытаний ракеты Р-7 из-за пусков этой ракеты и ее модификаций с космадрома Байконур. Глубина сооружения составляла 42 м [1].

Аналогично для первых отечественных носителей типа «Восток» построено стартовое сооружение также лоткового типа, а для РН «Протон» — с двумя заглубленными газоходами. Для носителя «Зенит» создано газоотводное сооружение с одним газоходом и охлаждением струй газов ДУ водой, что впервые применено при старте [2]. Это позволило создать безремонтное СС.

Для РН «Энергия» созданы два сооружения. *Первое* — основное штатное, глубиной 21 м с тремя заглубленными газоходами, которое переоборудовано из стартового сооружения носителя Н-1. *Второе* — «*Универсальный комплекс стенд-старт*» (*УКСС*) глубиной 40 м лоткового типа, являющееся универсальным и используемое для проведения стендовых огневых испытаний и осуществления старта. На двух стартовых сооружениях ракета устанавливается на *стартовой пусковой ус-*

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

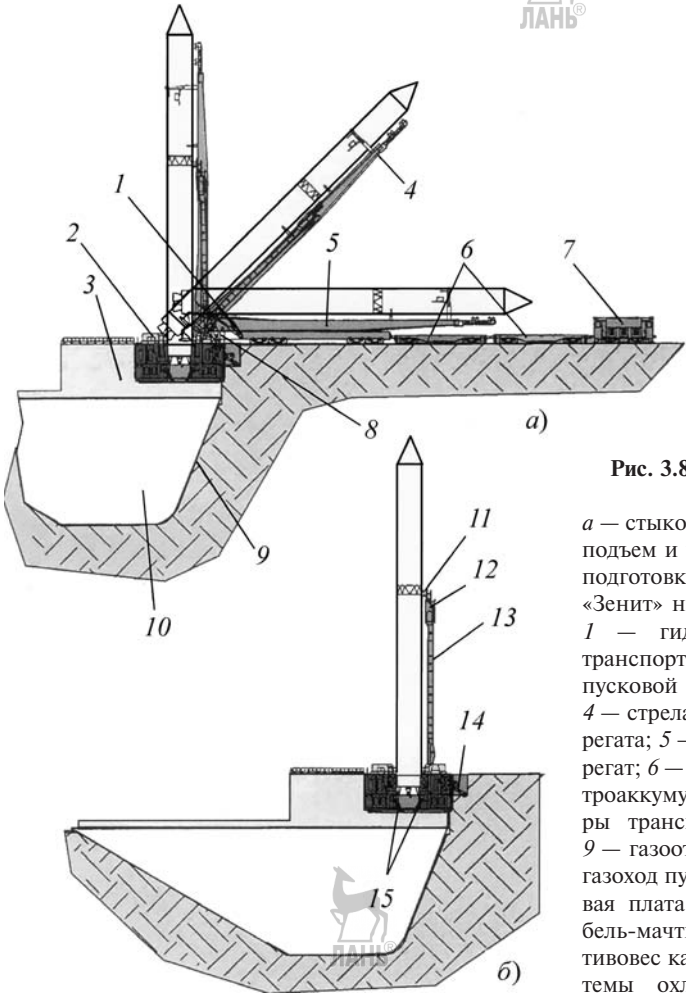


Рис. 3.8.2. Схема стартовой площадки РН «Зенит»:
а — стыковка РН «Зенит» с кабель-мачтой, подъем и установка РН на пусковой стол, подготовка РН «Зенит» к пуску; *б* — РН «Зенит» на пусковом столе перед пуском; *1* — гидроцилиндры подъема стрелы транспортно-установочного агрегата; *2* — пусковой стол; *3* — пусковое сооружение; *4* — стрела транспортно-установочного агрегата; *5* — транспортно-установочный агрегат; *6* — буферные платформы; *7* — электроаккумуляторный тягач; *8* — гидроопоры транспортно-установочного агрегата; *9* — газоотражатель пускового стола; *10* — газоход пускового сооружения; *11* — боковая плата РН; *12* — блок стыковки кабель-мачты; *13* — кабель-мачта; *14* — противовес кабель-мачты; *15* — патрубки системы охлаждения пусковой установки

тановке (*СПУ*) высотой около 6,3 м над нулевой отметкой [1].

Для ракеты «Сатурн-5», которая транспортировалась на старт в вертикальном положении по наклонной эстакаде длиной приблизительно 2 км, применялась пусковая платформа приблизительно 14,3 м высотой, которая устанавливалась на два газохода, заглубленных на 12,2 м.

При конверсионном использовании ракет как носителей КА в качестве ПУ может служить *шахтная пусковая установка* (*ШПУ*). На используемую ракету устанавливается дополнительная разгонная ступень с *космической головной частью* (*КГЧ*), которая может выступать за верхний срез ШПУ. Технологическое обслуживание РН и КГЧ при использовании ШПУ не требует создания высоких башен, мачт и эстакад.

Старт и движение РН в шахте может осуществляться запуском ДУ первой ступени из исходного положения в шахте (газодинамический способ старта). В этом варианте использования ШПУ должна иметь газоходы, располагаемые внутри шахтного ствола, образуемого его стенками и стенкой металлического стакана, устанавливаемого соосно с шахтным стволом (рис. 3.8.3). Он экранирует РН от воздействия горячих газов, внутренний канал стакана представляет собой стартовый ствол. Тяга ДУ ракет, стартующих из ШПУ такого типа, достигает 0,6...2,5 МН (60...250 тс).

Выход ракеты без касания стенок внутри шахтного стакана обеспечивается работой СУ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

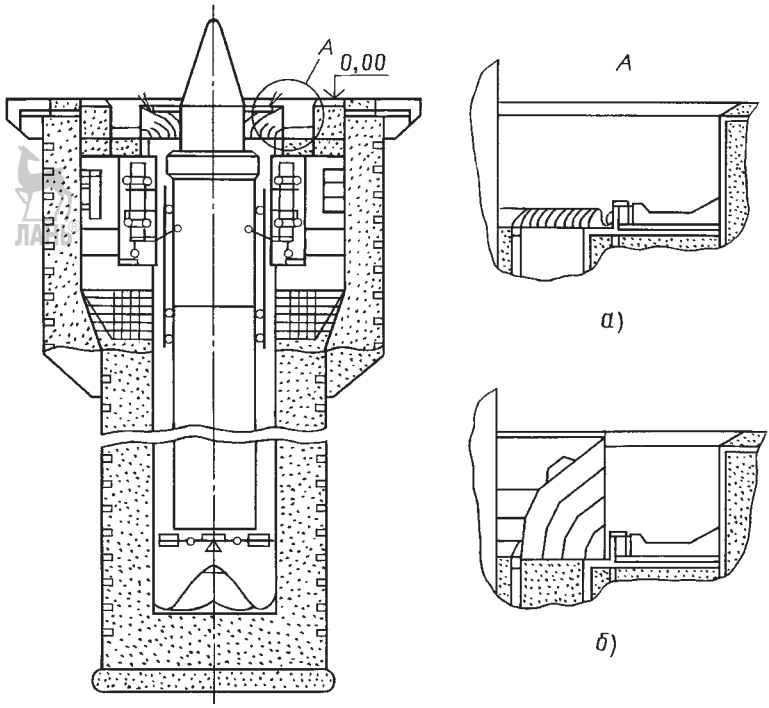


Рис. 3.8.3. Варианты газоотводного аппарата:
а — штатный; *б* — улучшенная газоотводная решетка

РН. При малых диаметрах стакана ШПУ ракета в нем движется по двум направляющим, проходящим по всей его высоте, с помощью двух поясов подрессоренных бугелей, устанавливаемых на ракете.

В нижней части ШПУ таких схем используются газоотражатели, аналогичные отражателям открытых пусковых столов. На верхнем срезе ШПУ должен быть установлен *газоотводный аппарат* (*ГОА*) в виде газоповоротных козырьков или решеток, отклоняющих поток горячих газов от корпуса РН. Глубина шахтных сооружений такого типа достигает ~30 м.

В ШПУ последних поколений роль экранирующего стакана может выполнять *транспортно-пусковой контейнер* (*ТПК*), в котором расположена ракета, центрируемая в его направляющих с помощью бугелей с упругими элементами. Тяга ДУ РН такого типа составляет 0,8...1,8 МН (80... ...180 тс) [3, 4].

Ударно-волновые, газодинамические, тепловые и акустические воздействия на РН в схеме старта из шахты максимальны, но их можно снизить с помощью специальных экранов и газоотводных элементов до уровня допустимых [5].

Другой вариант ПУ при конверсионном использовании ракет в качестве носителей КА — ПУ на основе открытого пускового стола с расположением на нем ТПК с РН при помощи специальной поддерживающей колонны (проект «Рокот»). Все виды воздействий на РН при старте в варианте этой схемы минимальны (рис. 3.8.4). Для уменьшения донного разрежения на РН в нижнем сечении ТПК устанавливается дроссельное кольцо, снижающее скорость газа в контейнере.

При конверсионном использовании боевых ракет преимуществом минимального газодинамического воздействия на РН с КГЧ при старте обладают ПУ с запуском ракеты из ТПК с помощью *пороховых аккумуляторов давления* (*ПАД*), располагаемых в ТПК под днищем ракеты. Такие схемы ШПУ называются минометными. Газы от одного ПАД (или нескольких последовательно включаемых ПАД) создают давление

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

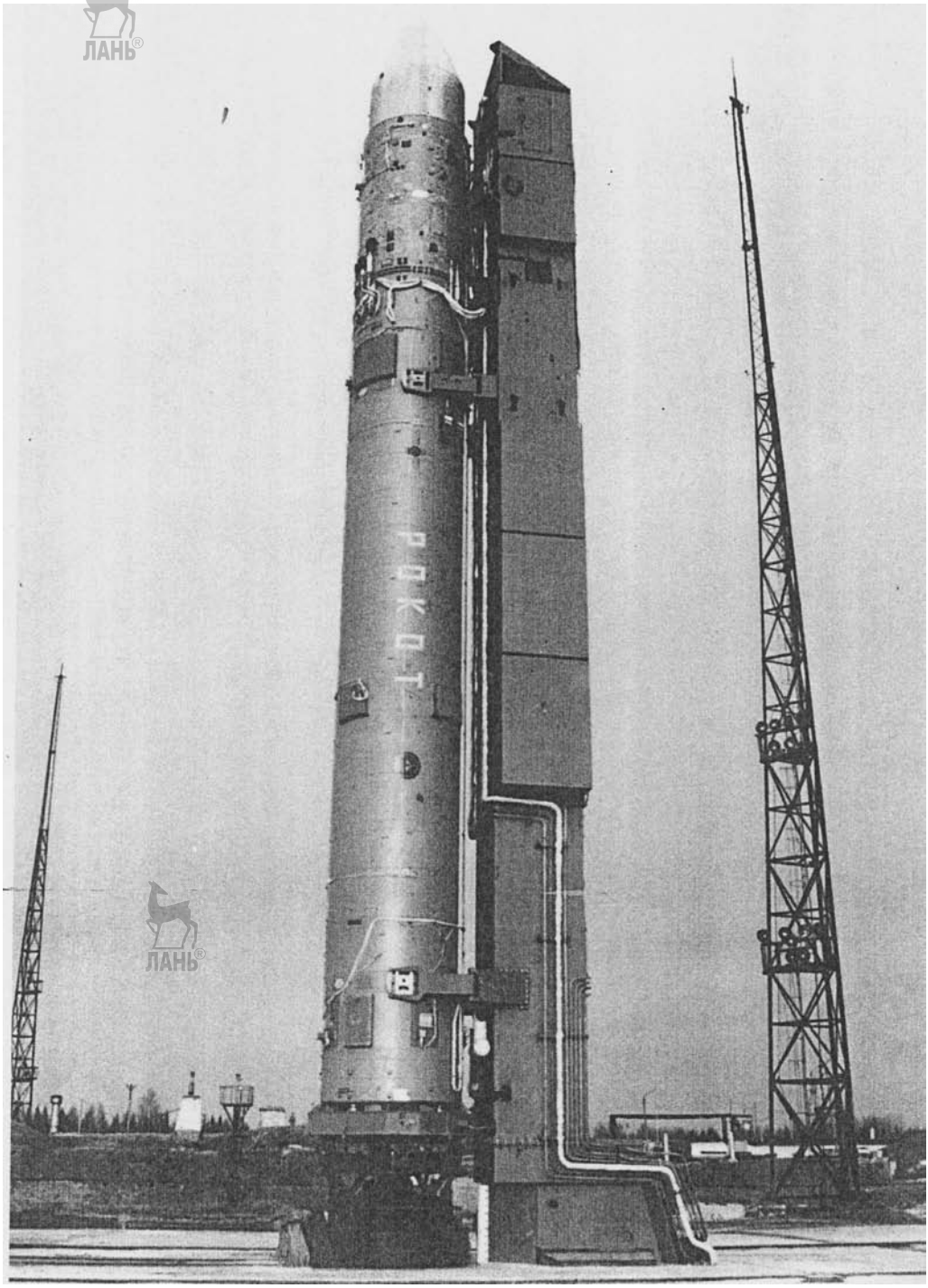


Рис. 3.8.4. Ракетно-стартовый комплекс «Рокот»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

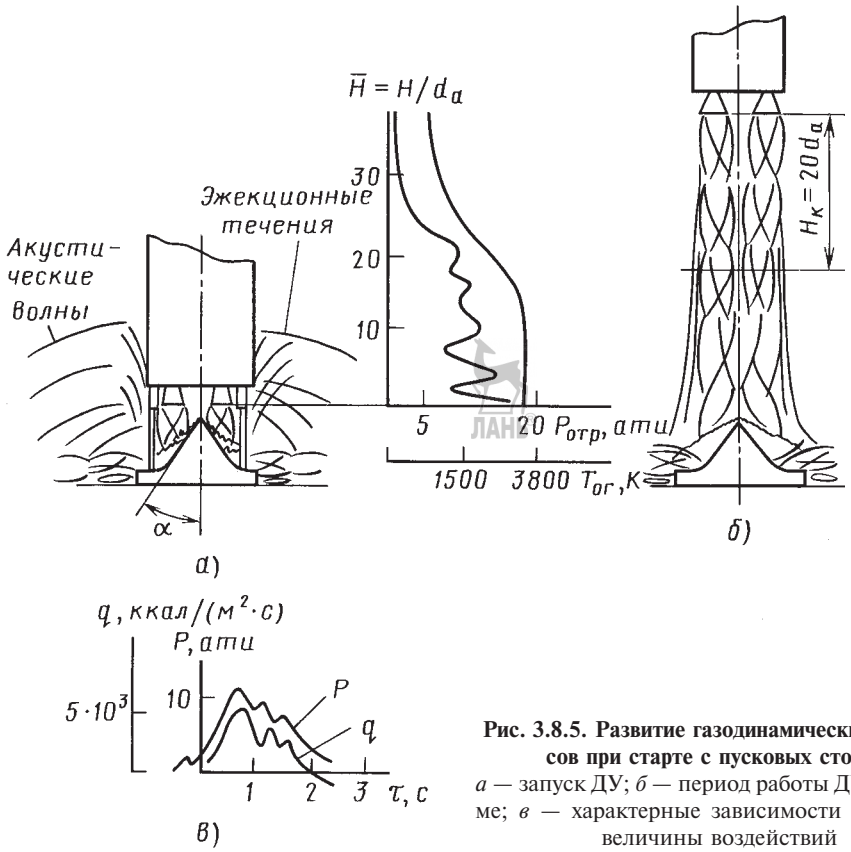


Рис. 3.8.5. Развитие газодинамических процессов при старте с пусковых столов:
а — запуск ДУ; *б* — период работы ДУ на режиме; *в* — характерные зависимости изменения величины воздействий

на днище и поясе амортизации ракеты или дополнительный защищающий днище РН отделяемый поддон, необходимое для выхода ракеты из ТПК со скоростью от 20 до 30 м/с [6].

Как следует из сравнения газодинамических и «минометных» схем старта, уровни газодинамических и акустических нагрузок на РН при «минометной» схеме значительно ниже. Однако должны учитываться ударно-волновые нагрузки на РН в период раскупорки ТПК при выходе из него обтюраторов или поддона. При запуске маршевого двигателя имеет место ударно-волновое воздействие на РН, а также струйное воздействие истекающих из ТПК газов ПАД или отраженных струй после запуска ДУ вблизи верхнего среза шахты или ТПК.

Схемы развития газодинамических процессов и характерные зависимости изменения величин воздействий для различных пусковых установок показаны на рис. 3.8.5–3.8.7.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **На земле** и в космосе / под ред. И.В. Бармина. М.: КБОМ им. В.П. Бармина, 2001.

2. **Макарычев В.Г., Бызалов Б.Ф., Пикин А.Н., Шилов Л.А. и др.** Космический ракетный комплекс «Зенит» глазами его создателей / под ред. В.Н. Соловьева, Г.П. Бирюкова. М.: МАИ, 2003.

3. **Молчанов В.Г., Драгун Д.К., Передов О.И., Верещако Д.В. и др.** 40 лет в строю. М.: Цитадель-Трейд, 2003.

4. **Уткин А.Ф. и др.** Отечественные стратегические ракетные комплексы. СПб: 1999.

5. **Белошенко Б.Г., Ершов И.В., Клевитов А.А., Семенов С.С.** Методы снижения ударно-волновых нагрузок при старте // Междунар. конф. «Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения». Москва. 1996. С. 165–166.

6. **Конюхов С.Н., Логачев П.П.** Минометный старт баллистических ракет. Днепропетровск: КБЮ, 1997.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

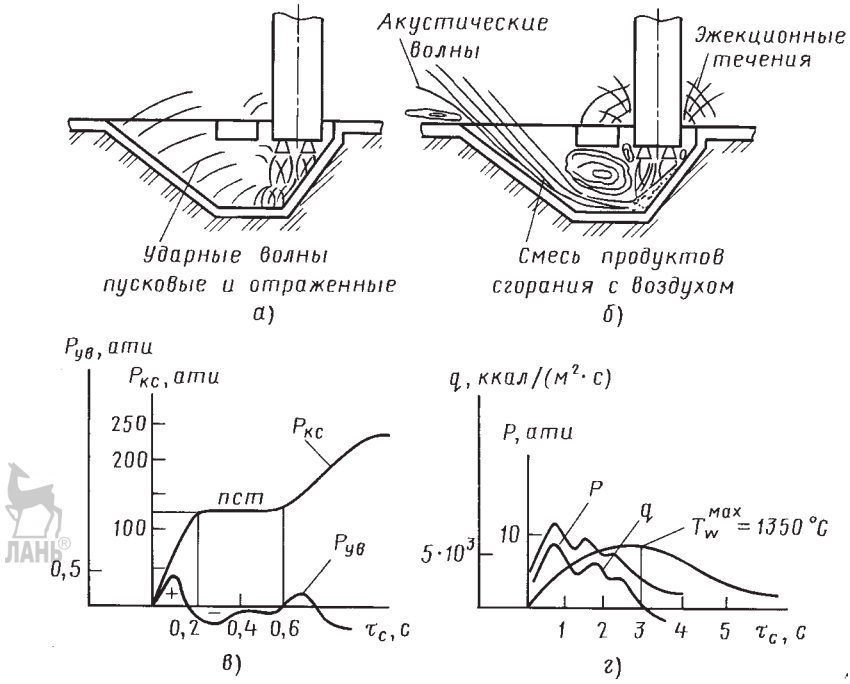


Рис. 3.8.6. Развитие газодинамических процессов при старте с заглубленных ПУ:
а — стадия запуска; *б* — период работы ДУ на режиме; *в* — характерные зависимости изменения величин воздействий

3.8.3. ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ СТАРТА РН С МНОГОСОПЛОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Режимы течения у кормовой части РН при взаимодействии струй с элементами ПУ

Кормовая часть РН с многосопловыми ДУ в условиях старта может подвергаться тепловому и силовому воздействиям горячих струй газа, проникающих при отражении от поверхности и элементов ПУ между струями к донному срезу РН.

Обратные течения приводят к росту температуры газа в донной области, при донном давлении ≈ 50 кПа (0,5 ати) температура газа может достигать $(0{,}6...0{,}75)T_0$. Однако подробного общего исследования структур и параметров обратных течений не проводилось, так как все проектно-конструкторские решения направлялись на обеспечение условий полного отвода струй ДУ от кормовой части РН.

При старте с пусковых столов и стартовых сооружений с заглубленными газоходами при взаимодействии струй с газоотражателем и возможности обратного влияния этого взаимодействия на днище и кормовую часть ракеты реализуются различные газодинамические условия в зависимости от геометрических характеристик газоотражателя. Реализующиеся режимы характеризуются уровнем отношения избыточных давлений на днище ракеты без учета и с учетом действия струй двигателей в режиме начала полета при отсутствии влияния СС на РН и избыточном донном давлении, как правило, отрицательное $\Delta P_{д\infty}$.

С момента, когда влияние старта на днище ракеты прекращается, давление на днище можно определить по приближенной эмпирической формуле:

$$\Delta P_{д\infty} = -0{,}01\frac{q_a}{\bar{F}_{зазор}}, \qquad (3.8.3)$$

где $\Delta P_{д\infty}$ — донное давление на бесконечном удалении от СС, когда прекращается его влияние,

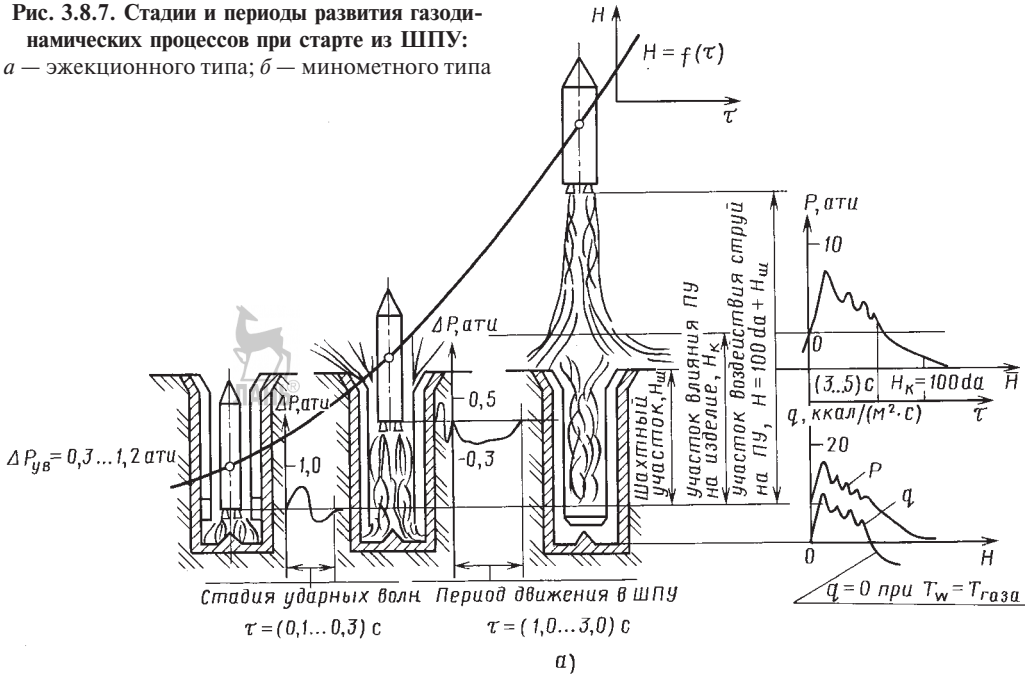
$$\Delta P_{д\infty} = P_{д\infty} - P_н; \qquad (3.8.4)$$

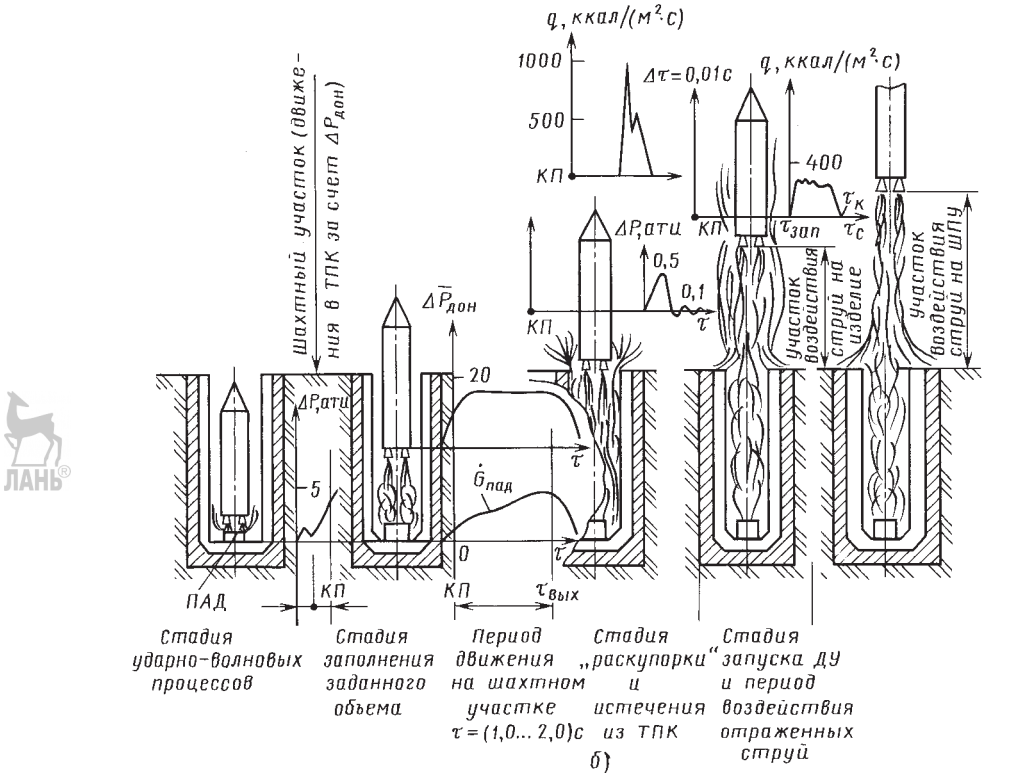
$$q_a = \frac{1}{2}\rho_a V_a^2; \qquad (3.8.5)$$

$$\bar{F}_{зазор} = \frac{F_{зазор}}{F_a}, \qquad (3.8.6)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 3.8.7. Стадии и периоды развития газодинамических процессов при старте из ШПУ:
а — эжекционного типа; *б* — минометного типа





ЛАНЬ®

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

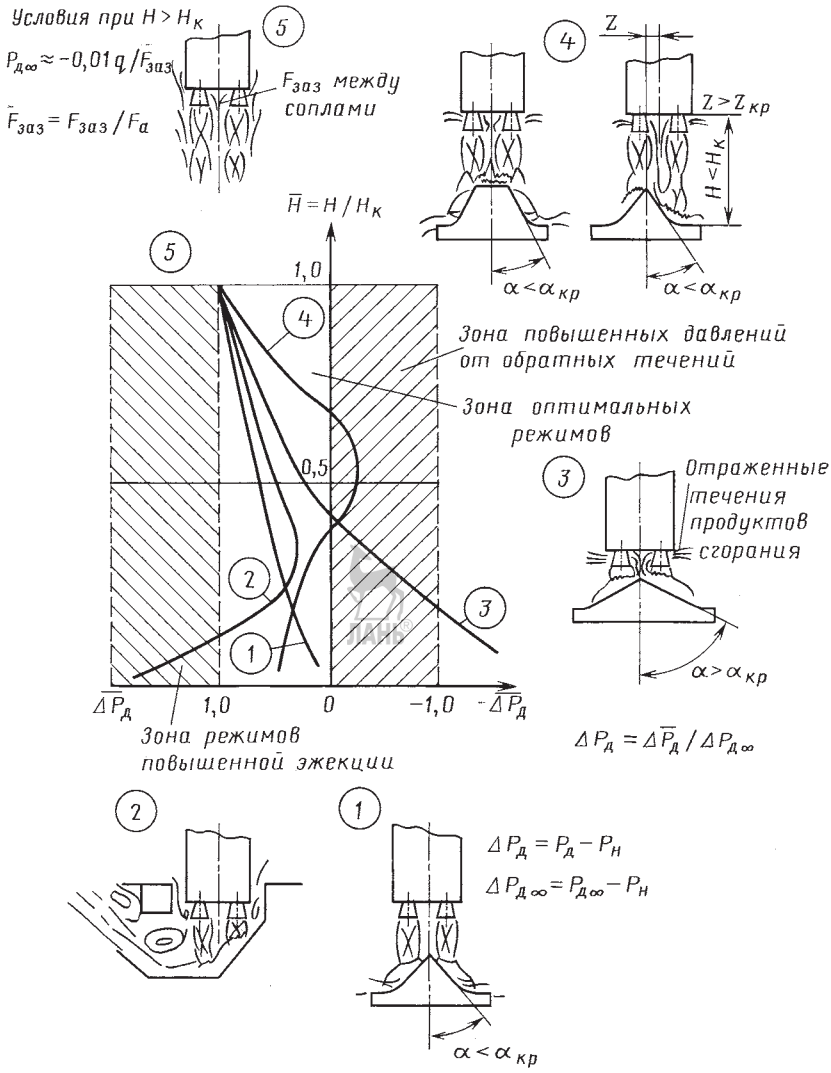


Рис. 3.8.8. Газодинамические условия у днища изделия для ПУ 1–4

где $F_{\text{зазор}}$ — площадь зазора между соплами; F_a — площадь среза сопла; $P_{\text{н}}$ — атмосферное давление,

$$\Delta\overline{P}_{\text{д}} = \frac{P_{\text{д}} - P_{\text{н}}}{P_{\text{д}\,\infty} - P_{\text{н}}} = f_1\left(\frac{H}{d_a}\right) = f_2(\overline{H}_{\text{к}}), \quad (3.8.7)$$

где $\overline{H}_{\text{к}} = \dfrac{H}{H_{\text{к}}}$, $H_{\text{к}} = (15...20)da$ — окончание влияния элементов ПУ на донное давление.

Для условий взаимодействия четырехсопловой компоновки с плоской преградой расстояние, на котором отсутствуют отраженные к днищу течения, определяется по эмпирической зависимости:

$$\overline{H}_{\text{к}} = \frac{H_{\text{к}}}{da} > 6\overline{d}_{\text{ср}} - 3{,}7. \quad (3.8.8)$$

Здесь d_a — диаметр сопла; $d_{\text{ср}}$ — диаметр окружности размещения центров среза сопел.

Однако значение высоты, с которой прекращается влияние стартовой площадки или элементов ПУ, для других сопловых компоновок может быть больше.

Выделяются четыре характерных режима изменения относительного донного давления

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$\Delta P_д = \frac{P_д - P_н}{P_{д\infty} - P_н}$ для взаимодействия струй с газоотражателем (рис. 3.8.8).

Первый режим. Полный отвод струй газоотражателем при углах газоотражателя $\alpha \le \alpha_{кр}$, $\alpha_{кр} = 35°$ и высоте газоотражателя $\ge 2d_a$, при этом $1 > \Delta\overline{P}_д > 0$. При вертикальном положении сопел это соответствует углу атаки воздействия потока на грань отражателя.

Эта зона изменения относительного давления является зоной «*комфорта*», так как газодинамические нагрузки на РН практически отсутствуют.

Второй режим. Режим воздействия на днище обратных течений, при котором $\Delta\overline{P}_д < 0$, возникает при $\alpha > \alpha_{кр}$ и уменьшенной высоте газоотражателя.

Третий режим. Он характеризуется отсутствием обратных течений в исходном начальном положении сопел с последующим появлением отраженных течений примерно на середине участка подъема ~ $0{,}5\overline{H}_к$, т.е. появляются «вторичные» отраженные течения: $-1 > \Delta\overline{P}_д > 0$ при $\overline{H} < 0{,}5\overline{H}_к$, $\Delta\overline{P}_д < 0$ при $0{,}5\overline{H}_к < \overline{H} < \overline{H}_к$. Эти условия возникают при отсутствии верхней клиновидной части газоотражателя или при натекании струй на горизонтальную площадку при боковом траекторном смещении многосопловой компоновки ДУ.

Такой режим появляется, как правило, при взаимодействии многосопловой компоновки струй ДУ, 20 сопел пятиблочного носителя, с контуром переходного опорного блока, достаточно плотно примыкающего к контуру днища носителя в силу необходимости стыковок с опорными элементами и элементами заправки РН. Для предотвращения возникновения отраженных течений с помощью специальных алгоритмов работы СУ ограничивается боковое смещение РН относительно ПУ на начальном участке подъема РН.

Четвертый режим. Он может реализовываться при старте с сооружений с заглубленными газоходами и из ШПУ, характеризуется повышенным уровнем разрежения у днища вследствие влияния каналов газоходов как камеры смешения эжектора. В этом случае $\Delta\overline{P}_д > 0$, и могут быть опасными отрывающие усилия, приложенные к днищу корпусов РН большой площади (≈100 м^2) при избыточном разрежении –(50...60) кПа (–(0,5... ...0,6) ати).

Для обеспечения отвода газовых струй с помощью газоотражателей экспериментально отработаны требования к соотношению геометрических характеристик их граней. Оптимальный угол при вершине газоотражателя α = = 30...35°.

На практике выбираются, как правило, большие геометрические размеры элементов газоотражателя, учитывающие отклонения осей сопел от вертикали при их установке и отклонении при работе системы управления.

Характеристики стартовых сооружений, обеспечивающих отвод газовых струй ДУ от РН. Выбор заглубления стартовых сооружений и количества газоходов

Для первых РН («Союз»), имевших пятиблочную компоновку с 20 маршевыми двигателями тягой ≈ 4 МН (400 тс), созданы газоотводные сооружения лоткового типа глубиной от 27 до 42 м. В кольцевом проеме этой ПУ носитель подвешивается на четырех раскрывающихся при подъеме РН фермах. Выбором расстояния сопел ДУ над поверхностью газоотражателя и большим диаметром кольцевого проема ≈ 15 м обеспечивалось практически отсутствие влияния СС на кормовую часть ракеты, благодаря минимальному взаимодействию струй с элементами ПУ. Условия у кормовой части РН близки к условиям начала свободного полета.

Однако проблема отвода горячих газов от РН «Союз» в данном случае не была решена полностью лишь выбором значительной глубины лотка. В силу наличия в циклограмме запуска ДУ предварительной ступени тяги с малым давлением в камере сгорания (<100 кПа (10 ати)) и большим избытком керосина в расходе компонентов, значительная глубина лотка приводила к появлению гравитационных горячих течений с температурой ≅ 2000 К из лотка «вверх» практически по всей высоте ракеты. Потребовалось теплозащитное покрытие кормовой части РН весом до 300 кг.

Для ликвидации горячих течений стартовое оборудование было дооснащено струйной системой газовой защиты (эжекции), работающей на воздухе высокого давления с расходом до 100 кг/с. Струйная воздушная система обеспечила отвод горячих газов от корпуса РН по газоотводному лотку.

Для тяжелых и сверхтяжелых носителей выбирались СС, газодинамическая схема которых сочетала типовые схемные решения для пусковых столов и сооружений с заглубленны-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

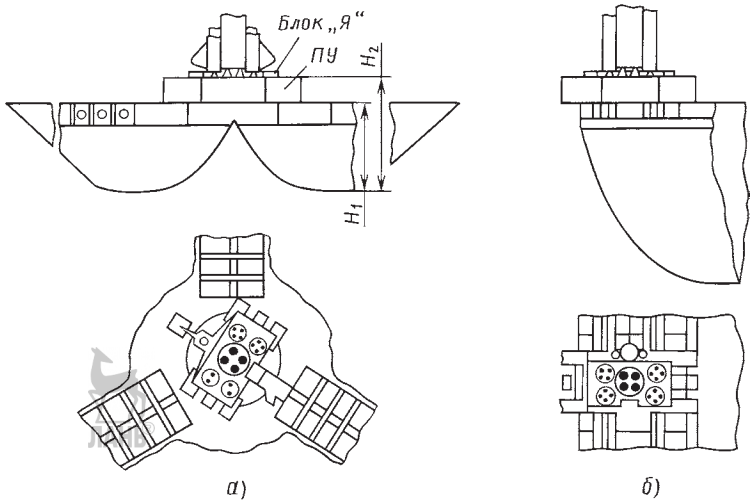


Рис. 3.8.9. Газодинамические схемы стартовых сооружений:
а — штатный старт; *б* — испытания

ми газоходами. Это, прежде всего, применение центрального многогранного газоотражателя, направляющего газы от сопел ДУ в несколько газоходов (два или три).

Поскольку глубина СС значительна (до 40 м), то выбор количества газоходов весьма важен, так как применение центрально установленного газоотражателя и нескольких газоходов позволяет существенно уменьшить глубину сооружения. На рис. 3.8.9 представлены различные схемы сооружений, позволяющие уменьшить их глубину для сверхтяжелых РН с ДУ больших уровней тяги до 45 МН (4 500 тс) и для перспективных РН с большей тягой.

Главное условие при определении минимально допустимых размеров газоходов — отсутствие отраженных течений. Важным для уменьшения УВД при пуске тяжелых и сверхтяжелых носителей является реализация оптимальной циклограммы с разновременным запуском групп двигателей.

Оценка влияния компоновки ДУ на выбор заглубления газоотводного сооружения. В формировании условий отвода газовых струй большую роль играют геометрические характеристики компоновки многосопловых ДУ. Газодинамические параметры на срезе сопел ДУ при этом определяют уровень нагрузок на газоотражатель в соответствии с характеристиками удельных нагрузок: $R_н/(F_a P_н) \approx к Ma^2 n_a$, где $к = c_p/c_v$, $n_a = P_a/P_н$.

Для отображения свойств компоновок ДУ носителя используется геометрическая характеристика, учитывающая как суммарную площадь среза сопел ($\pi D_a^2 / 4i$), так и величину разнесения центров сопел на площади среза днища. В качестве такой комплексной характеристики выбран характерный размер (диаметр D_x), равный среднегеометрическому значению между диаметрами окружностей, максимальной, охватывающей все струи ДУ ($D_м$) и эквивалентной по площади сумме площадей всех сопел ДУ ($D_э$). По этому размеру $D_x = \sqrt{D_м D_э}$, служащему «калибром», может быть определена безразмерная высота (заглубление) односкатного лотка или одногазоходного СС. Диаметр эквивалентного сопла определяется по геометрическому диаметру среза сопел с корректировкой влияния на площадь газовой струи степени нерасчетности сопла:

$$n = \frac{P_a}{P_н};\ D_э = D_a\sqrt{in}, \qquad (3.8.9)$$

где i — число сопел,

$$D_x = \sqrt{D_м D_э}. \qquad (3.8.10)$$

При использовании газодинамической схемы сооружения с центральным газоотражателем и несколькими N газоходами значение $D_м$ должно быть уменьшено в два раза, а значение диаметра $D_э$ в $\sqrt{N}$ раз, что отражает де-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ление составной струи на две части, т.е. учитывается распределение расхода газа по N газоходам:

$$D_x = \sqrt{\frac{D_м D_э}{2\sqrt{N}}}. \qquad (3.8.11)$$

Помимо профилирования газоходов по условиям газодинамики, выбор их числа проводится с учетом целого ряда факторов: условий строительства, например ограниченной глубины, условий размещения на площадке подъездных путей и различного технологического оборудования.

Каждая выбранная к разработке газодинамическая схема экспериментально отрабатывается на геометрически и газодинамически подобных моделях для обеспечения требуемых условий по отводу газовых струй и непревышения допустимого уровня нагрузок на РН и ПУ.

Для оценки *относительной теплонапряженности* можно принять приближенно одинаковыми условия интенсивности нагрева по числу Стантона (3.8.2).

Сопоставление отечественных и зарубежных образцов ПУ и методов отработки вопросов газодинамики показывает, что, несмотря на различия в отдельных конструктивных решениях, вызванных разной технологией подготовки пуска и другими характеристиками, используются аналогичные подходы к выбору геометрических размеров СС, обеспечивающих безопасность старта.

Примеры газодинамических схем старта различных РН

Газодинамические схемы для старта пятиблочной РН «Энергия» с четырехсопловыми двигателями с диаметрами сопел ~1,4 м на каждом боковом блоке и 2,8 м на центральном существуют двух видов (рис. 3.8.10).

Штатное (только для осуществления старта) СС с тремя газоходами имеет глубину 21 м. Сооружение лоткового типа с одним газоходом для проведения стендовых огневых испытаний блоков и связки (*универсальный комплекс стенд-старт УКСС*) имеет глубину 40 м. УКСС также предназначен для обеспечения старта носителя «Энергия» с различными ОК [1].

Штатное сооружение преобразовано из сооружения для старта 30-двигательной РН Н-1 с расширением входной части газоходов. Над проемом при доработке установлена дополнительно СПУ высотой ≈ 6,3 м. Ее ориентацией над стартовым трехгазоходным сооружением обеспечивается примерно одинаковая газонапряженность каждого из трех газоходов. Кроме того, использование СПУ, имеющего окна в боковых стенках в районе среза сопел, способствует уменьшению УВД.

Аналогично этому над проемом УКСС также устанавливается СПУ, на которую монтируется РН своим переходным блоком «Я» от борта РН к старту. Профиль газоотводного лотка на УКСС имеет переменные по высоте углы в целях обеспечения гарантированного отвода газов при испытании блоков с углами качания сопел до 16°. В соответствии с этим углы профиля составляют 20, 30 и 35°.

Для обеспечения теплостойкости облицовки лотка в режиме испытаний блоков и связки блоков первой ступени под всеми соплами ДУ (до 30 сопел) установлены на СПУ патрубки подачи воды в газовые струи с расходом $G_в$ в 1,5...2 раза больше расхода продуктов сгорания [2, 3].

Для уменьшения воздействия УВД на днище ОК «Буран» под ним установлен газоотражатель, перекрывающий площадь движения газов и ударных волн снизу из объема лотка в процессе запуска ДУ и отводящий струи ДУ стартующей ракеты. На штатном СС создана система водяного охлаждения струй на трех ярусах в пределах + 6,6...2 м с подачей воды на струи с помощью жиклеров, которая в первую очередь в целях снижения ударно-волновых и акустических воздействий на РН и ОК. *Первый ярус* подает воду перед запуском ДУ для снижения УВД и имеет расход воды $G_в \cong 1{,}0$ т/с. *Второй ярус* включается перед командой на запуск ДУ боковых блоков, *третий ярус* — с момента срабатывания контакта подъема РН при прохождении срезом сопла отметки + 6,6 м.

Газодинамическая схема стартовых сооружений РН «Зенит» и «Зенит-3SL». В газодинамическую схему старта РН «Зенит» система охлаждения струй водой из патрубков введена в целях обеспечения безремонтных многоразовых пусков в высоком временном темпе. Глубина 21 м СС в схеме односкатного газоотводного лотка выбрана для того, чтобы до встречи струй ДУ с поверхностью газоотражателя реализовалось практически полное смешение воды с газовой струей. Опорные элементы для

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

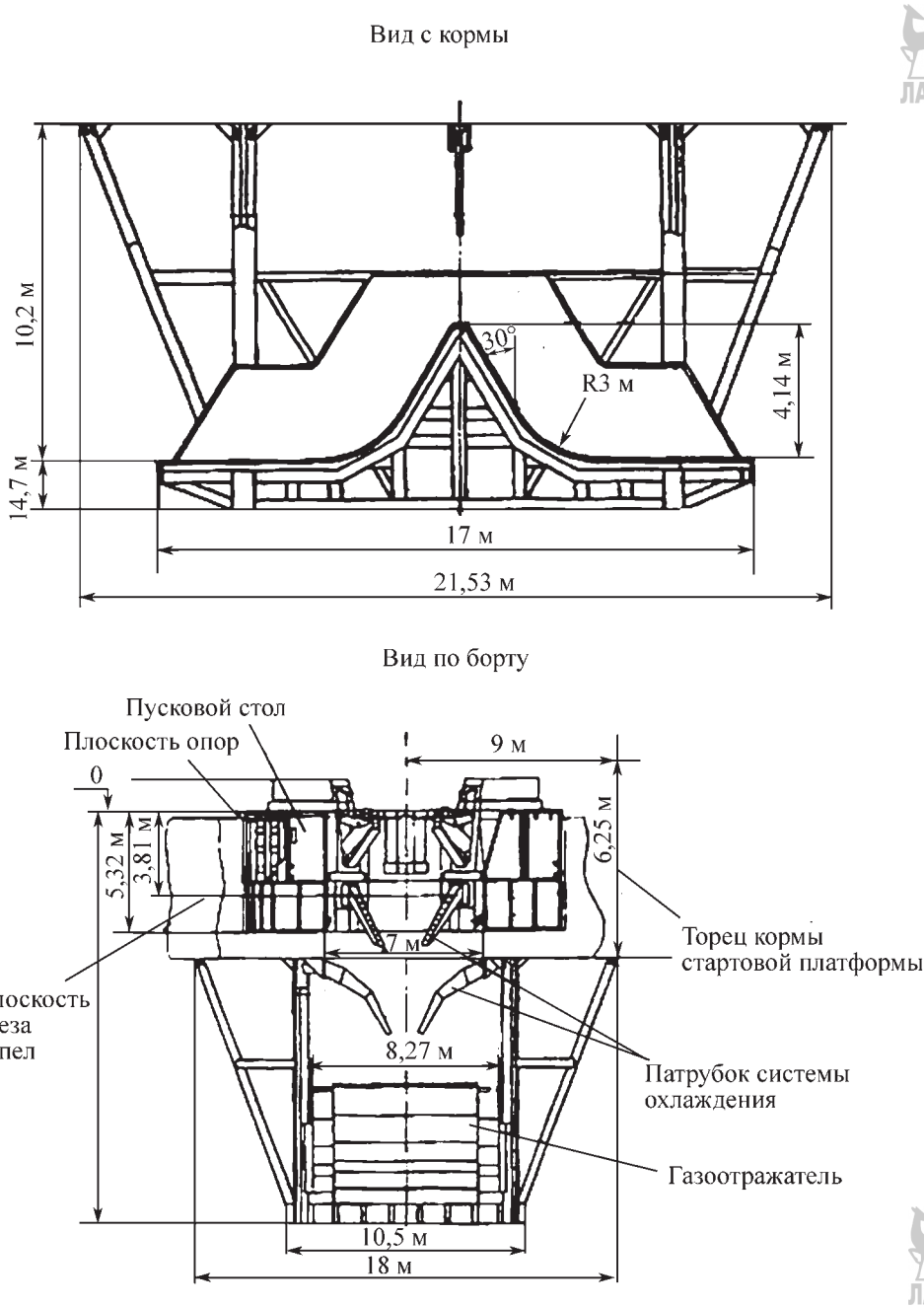


Рис. 3.8.10. Газоотражатель пусковой установки комплекса «Морской старт»

удержания РН, располагаемые выше системы ввода воды, отводятся в ниши и закрываются металлическими крышками после начала движения РН. Аналогично защищаются наполнительные элементы системы заправки РН.

Перенос схемно-конструктивных решений по ПУ «Зенит» на морскую платформу «Одиссей» осуществлен путем перехода с односкатного газоотводного лотка на двухскатный газоотражатель, что позволило уменьшить рас-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

стояние от среза сопел до основания газоотражателя, расположив его в пространстве между срезами сопел ДУ и водной поверхностью (рис. 3.8.10). Расстояние между срезом сопел и поверхностью газоотражателя сохранено таким же, как и для ПУ «Зенит». Ребро двухскатного газоотражателя охлаждается подачей воды из двух дополнительных патрубков.

Наиболее газонапряженным представляется СС РН «Протон», имеющего шестисопловую ДУ тягой 9 МН (900 тс). Глубина стартового сооружения не превышает 8 метров. Достаточно полный отвод газовых струй ДУ в таких малых по высоте габаритах обеспечивается сложной конфигурацией из шести газоходов, принимающих каждую струю, сходящую с граней шестискатного отражателя. В верхней части газоотражателя располагаются электропневмосоединения, которые после расстыковки закрываются щитами, образующими вершину газоотражателя с углом наклона граней 45°. Затем струи разводятся по двум направлениям через три газохода в каждом и газоотводными лотками выводятся на поверхность под углом 30°.

МТКК «Спейс-Шаттл» устанавливается на *подвижной пусковой платформе* (*ППП*) высотой 14,3 м над заглубленным двухсторонним газоходом общей длиной 149,4 м, глубиной 12,2 м и шириной 17,7 м. В газоходе установлен двухскатный газоотражатель, грань которого для отвода струй от наклонно установленных сопел маршевого двигателя имеет больший наклон (примерно 45°). В газоходы и на отражатель подается вода для снижения тепловых и акустических нагрузок.

Для снижения пускового импульса, кроме ввода воды под сопла, используется секционный экран из нейлоновых желобов, покрытых пленкой, с размерами 0,38×6,1 м. Эти желоба заполняются перед пуском водой по 0,5 т в каждом. Экран демпфирует действующий снизу пусковой импульс. Продолжительность монтажных операций с экраном составляет 11 ч (30 желобов).

Следует отметить также наличие двух боковых подвижных отражателей высотой 13 м, шириной 17,4 м и длиной 12,8 м. Необходимость установки этих отражателей вызвана тем, что поперечный размер (17,7 м) газохода сооружения, использованного ранее для отвода газов РН «Сатурн V», недостаточен для отвода струй широко разнесенных боковых ускорителей МТКК.

Отработка газодинамики стартовых комплексов, внедренных в эксплуатацию, проводилась на основе критериев моделирования с моделями различного масштаба, начиная с использования лабораторных установок с тягой модельных ДУ до 0,01 МН (1,0 тс) и до крупномасштабных стендов с тягой ДУ до 0,5 МН (50 тс). При лабораторных испытаниях процессы при выходе ДУ в режим и при подъеме ракеты под действием тяги изучались раздельно, а при крупномасштабных испытаниях воспроизводился весь комплекс процессов в натурной последовательности. Проводимые измерения газодинамических параметров при натурных пусках подтверждали данные проведенной модельной отработки.

Экспериментальная отработка дополнялась элементами математического моделирования, которое приобретает особенно важное значение с развитием компьютерных технологий. Методической основой являлись материалы обобщений по газодинамике старта, проведенных по результатам создания отечественных ракетно-стартовых комплексов. Эти материалы приведены в [4–13].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Корнеев Н.М., Неустроев В.Н.** Генеральный конструктор, академик Владимир Павлович Бармин, основные этапы жизни и деятельности. М., 1999.

2. **На Земле** и в космосе / под ред. И.В. Бармина. М.: КБОМ им. В.П. Бармина. 2001.

3. **Соловьев В.Н., Бирюков Г.П., Шилов Л.А. и др.** Космический ракетный комплекс «Зенит» глазами его создателей. М.: КБТМ, 1999.

4. **Лапыгин В.И., Хотулев В.А., Сафронов А.В.** Методы математического моделирования в исследованиях проблем старта РН // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 17. 1999.

5. **Кудрявцев В.В., Хотулев В.А., Сафронов А.В.** Особенности экспериментальной отработки газоотражателей с близким к критическому углом при вершине с использованием струй холодного воздуха // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 17. 1999.

6. **Белошенко Б.Г., Кудрявцев О.Н., Паджев С.Н., Шилов Л.А., Хотулев В.А.** Результаты экспериментальной отработки газодинамики старта ракет, создание отраслевой базы и системы экспериментальной отработки.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

7. **Белошенко Б.Г., Кудрявцев В.В., Сафронов А.В., Хотулев В.А., Шилов Л.А.** Использование в новых экономических условиях опыта экспериментальной отработки газодинамики старта и ее дополнение элементами математического моделирования // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. № 8. 2002.

8. **Методы** отработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов / под ред. В.Ф. Грибанова, Ю.А. Демьянова. М.: Машиностроение, 1995.

9. **Бармин И.В., Веселов М.В. Паджев С.М.** Научно-технические задачи отработки газодинамики и акустики при старте РН космического назначения // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 1(42). 2006.

10. **Бут А.Б., Гончар А.Г., Соколова Т.Т., Шилов Л.А.** Проблемы газодинамики старта при создании стартовых комплексов // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 1(42). 2006.

11. **Апетьян Н.С., Белошенко Б.Г., Котов Р.Г., Пелипенко Л.Ф., Стерликов Н.Ф., Хотулев В.А.** Основные научно-технические результаты исследования газодинамики старта ракетно-космического комплекса «Энергия»–«Буран» // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 4(45). 2006.

12. **Кудрявцев В.В., Сафронов А.В., Хотулев В.А.** Особенности экспериментальной отработки газоотражателей с близким к критическому углом при их вершине с использованием струй холодного воздуха // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 17. 1999.

13. **Сырчин А.Ф., Кудрявцев О.Н., Хотулев В.А.** Шахтный акустический эффект // Междунар. конф. «Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения», Москва. 1996.

3.8.4. ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ СТАРТЕ

Общие положения и сведения. Высокие параметры скоростей V, плотности ρ, давлений P и температуры газа $T_0 \approx 0{,}8T_{кс}$, $T_{кс}$ — температура в камере сгорания, на поверхностях, подвергающихся воздействию струй, в первую очередь, газоотражателя, обеспечивающего отвод струй от РН, вызывают значительное конвективное тепловое воздействие. Число Стантона достигает значения 0,02 (3.8.2), плотность теплового потока к газоотражателю q составляет в среднем $12{,}5\cdot10^3$ кВт/м^2, а максимальное значение лежит в диапазоне $(25{,}2...84)\cdot10^3$ кВт/м^2 ($6\cdot10^3...2\cdot10^4$ ккал/(м^2·с)) [4].

Суммарное тепловое воздействие $\int_0^{\tau_к} q(\tau)d\tau$ может лежать в диапазоне $(12{,}6...420)\cdot10^3$ кВт/м^2 ($3\cdot10^3...1\cdot10^5$ ккал/м^2) за время воздействия от 3 до 12 с (в зависимости от тяги ДУ и начального веса РН.

Время действия определяется законом подъема ракеты, практически равноускоренным:

$$\tau = \sqrt{\frac{2(L_{сз\,стр} - H_0)d_a}{(n_p - 1)g}}, \qquad (3.8.12)$$

где n_p — перегрузка ракеты; $L_{сз\,стр} = 25...40$ — длина сверхзвуковой струи, м; H_0 — начальная высота установки среза сопел ДУ ракеты над поверхностью встречи струи с газоотражателем, м.

Для составной струи

$$\Sigma L_{сз\,стр} = (1...1{,}5)L_{сз\,стр}. \qquad (3.8.13)$$

Для современных РН различного класса стартовые веса и времена воздействия приведены в табл. 3.8.1.

3.8.1. Стартовый вес и время воздействия РН

Вес G_p, тс*	60	60...600	600...1000
Время τ, с	2...3	3...10	5...12

* В технической системе единиц.

С увеличением тяги одного двигателя за счет размеров его сопла d_a при постоянной суммарной тяге ДУ время теплового воздействия возрастает пропорционально $\sqrt{d_a}$.

Для отечественных носителей $n_p = (1{,}2...1{,}8)$, $d_a = (0{,}54...3{,}0)$ м, для ДУ РН «Сатурн V» $d_a = 3{,}55$ м.

При старте с отказом одного двигателя перегрузка понижается, и время теплового воздействия может достигать $(1{,}5...1{,}7)\tau_{ном}$. В приближенных оценках можно принять:

$$Q_\Sigma = Q_{конв} + Q_{рад} \cong (1{,}2...1{,}3)Q_{конв}, \qquad (3.8.14)$$

где $Q_{конв}$ — конвективная составляющая; $Q_{рад}$ — радиационная составляющая.

Однако эта формула имеет ограниченное применение только для натурного СС Р-7 и не учитывает влияния геометрического масштаба.

Тепловое воздействие q на газоотводные трубы ШПУ, ТПК достигает $8{,}4\cdot10^3$ кВт/м^2

($2 \cdot 10^3$ ккал/(м^2·с)), суммарное тепловое нагружение — $Q = (4{,}2...12{,}5)\cdot 10^3$ кВт/м^2 (10^3... ...$3\cdot 10^3$ ккал/(м^2·с)).

Характеристики применяемых теплозащитных покрытий и их эффективная энтальпия ($H_{эф}$) составляют:

ТПС-15 (полиэтилен с MgO и ZnO), температура разрушения $T_{разр} = 900$ K; $H_{эф} = 500$ ккал/кг*; $\gamma = 750$ кг/м^3 (холодное отвердение).

ПКМ-6 (органо-керамическая композиция) $T_{раз} = 600...800$ K; $H_{эф} = 280...300$ ккал/кг*; $\gamma = 1500$ кг/м^3 (холодное отвердение $T > 8$ °C).

Бетоны, $T_{разр} = 1720...2400$ K; $H_{эф} \approx 500$ ккал/кг*; $\gamma = 1700...2200$ кг/см^3.

Особенности теплообмена при старте. Условия теплового процесса при старте характеризуются:

высоким значением чисел $\mathrm{Re} = 1\cdot 10^6...1\cdot 10^8$;

большим диапазоном изменения температурного фактора $T_w / T_0 = 0{,}1...0{,}3$ при высоких значениях температуры газа в камерах сгорания $T_0 \sim 3\,800$ K, где T_w — температура поверхности стенки газоотражателя;

высоким уровнем пульсаций давления в струе, набегающей на преграду;

высоким уровнем акустического воздействия потока за счет усиления акустического поля в газоходах, в особенности на низких частотах.

При натекании струй на преграду коэффициент теплоотдачи α зависит от градиента скорости растекания потока:

$$\frac{\alpha}{C_p} = K_a 0{,}045\rho_* V_\delta \left(\frac{\rho_* L^2 \dfrac{dV}{dX}}{\mu_*} \right)^{-0,2} \mathrm{Pr}^{-2/3}, \qquad (3.8.15)$$

где ρ_*, μ_* — плотность и вязкость при определяющей температуре; V_δ — скорость газа на границе пограничного слоя толщиной δ

$$T_* = 0{,}5(T_0 + T_w). \qquad (3.8.16)$$

Коэффициент K_a введен для учета акустических пульсаций в зоне действия струи, что дает согласование с данными натурных измерений.

Полученные на основании обобщения достаточно обширных экспериментов с горячими струями новые критериальные зависимости позволяют рекомендовать для использования формулы коэффициента теплопередачи турбулентной струи, натекающей на преграду при $H \geq 15 d_a$ без дополнительных коэффициентов [1] в окрестности критической точки (индекс «о»)

$$(\alpha / c_p)_o = 0{,}05\rho_o a_o \mathrm{Re}^{-0,2}\mathrm{Pr}^{-0,6}(T_0 / T_*)^{0,25}, \qquad (3.8.17)$$

$$\alpha_o = \sqrt{2(P_o - P_н)/\rho_o}, \qquad (3.8.18)$$

$$\mathrm{Re} = \rho_o a_o l / \mu_o, \qquad (3.8.19)$$

где ρ_o, P_o — параметры в критической точке; a_o — характерная скорость потока; $l = a_o/\beta$ — характерный размер области течения; β — градиент скорости потока в окрестности критической точки,

$$\beta = \left(\frac{\partial V}{\partial X} \right)_{X=0}, \qquad (3.8.20)$$

$\beta = 0{,}87 a_o / X_{0,5}$; $l = 1{,}15 X_{0,5}$.

Зависимость $X_{0,5}$ — координаты с падением давления на преграде до $\dfrac{P - P_н}{P_0 - P_н} = 0{,}5$; $X_{0,5}/D_a = 0{,}38 \dfrac{P_0 - P_н}{\sqrt{R_н / F_a}}$, где $R_н$ — тяга сопла.

Зависимость $\dfrac{P_0 - P_н}{\sqrt{R_н / F_a}}$, полученная из эксперимента, приведена в табл. 3.8.2.

При слабоградиентном обтекании поверхностей пусковых труб и плоскостей наблюдается существенное отличие замеренных тепловых параметров от расчетных, $\dfrac{\alpha_o}{c_p} = 0{,}03\rho_* V_\delta \mathrm{Re}_*^{-0,2}\mathrm{Pr}_*^{-2/3}$, где $\rho_* = \dfrac{P}{gRT_*}$ — плот-

3.8.2. Экспериментальные данные

$\dfrac{P_0 - P_н}{\sqrt{R_н / F_a}}$	–	0,500	0,200	0,150	0,100	0,075	0,050	0,030
X/D_a	10	15	20	25	30	35	40	50

* В технической системе единиц.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ность газа при определяющей температуре T_*; R — газовая постоянная.

Для условий воздействия акустических колебаний с шумовым спектром в диапазоне частот f = 30...1000 Гц усиление теплообмена может быть определено по формуле $\lg\frac{\alpha}{\alpha_o} = 0{,}01L^P_{\Delta f} - 1{,}35$, где $L^P_{\Delta f}$ — спектральная плотность в полосе 30...1000 Гц. В этой формуле пороговое значение $L^P_{\Delta f}$, при котором начинается влияние акустических колебаний, составляет 135 дБ/Гц.

Наибольшее влияние акустических колебаний, возбуждаемых в каналах ШПУ, происходит при поперечных автоколебательных процессах с аномально высоким уровнем акустического давления ΔL^p = 185 дБ на низких частотах 120...150 Гц. Струи ДУ в этом случае теряют устойчивость, входят в поперечное колебательное движение, повышение теплоотдачи может достигать десятикратного значения. Это повышение описывается критериальной зависимостью через акустическое число Рейнольдса $\mathrm{Re}_{ак}$ [2], $\bar{\alpha} = \frac{\alpha}{\alpha_o} = 0{,}025\mathrm{Re}^{0,5}_{ак}$, где $\mathrm{Re}_{ак} \geq (2...3)\cdot 10^3$, $\mathrm{Re}_{ак} = \frac{\Delta P_a^2}{2\pi f \kappa \mu P}$, где $\kappa = c_p / c_V$; μ — отношение теплоемкостей газа, $\mu = \mu_o\left(\frac{T}{T_o}\right)^{0,8}$; ΔP_a — амплитуда пульсационного давления; $2\pi f$ — круговая частота; P — статическое давление.

Важно учитывать увеличение интенсивности теплового воздействия акустического поля с шумовым спектром в пристенных течениях. В отраженных течениях к кормовой части РН при его наличии, зависимость увеличения теплоотдачи определяется комплексом B — безразмерной спектральной плотностью пульсаций давления [3], $B = \frac{\sqrt{P^2_{1гц}}}{\frac{1}{2}\rho V^2}\left(\frac{V}{\delta^*}\right)^{0,5} = \frac{1}{M}\frac{\mathrm{Re}^{0,5}_a}{\mathrm{Re}^{0,4}_L}$, где δ^* — толщина пограничного слоя; $P^2_{1гц}$ — спектральная плотность квадрата акустического давления; Re_L — число Re по длине преграды,

$$\bar{\alpha} = \frac{\alpha}{\alpha_o} = 1{,}25B^{0,33}.$$

Тепловое воздействие на днище РН. Тепловое воздействие на днище РН при отсутствии отраженных течений за счет лучистого нагрева от струй ДУ и нагретых поверхностей ПУ, как правило, составляет 294...630 кВт/м^2 (70... ...150 ккал/(м^2·с)). Для компоновок с плотным расположением сопел ДУ по днищу оно может достигать 1050 кВт/м^2 (250 ккал/(м^2·с)).

Конвективное тепловое воздействие зависит от поперечных смещений РН над ПУ и от уровня давления на днище, которое возникает при этом. По результатам обобщений экспериментальных данных максимальная плотность конвективного теплового потока может быть скоррелирована с уровнем избыточного давления согласно данным табл. 3.8.3 [4].

3.8.3. Зависимость максимальной плотности конвективного теплового потока от избыточного давления*

$\Delta P_д$, ати	0	0,15	0,28	0,45
$T_д = к(T_o)$	$T_{окр\ ср}$	$0{,}5T_o$	$0{,}68T_o$	$0{,}75T_o$
$q_{дн}$, ккал/(м^2·с)	0	350	600	950

Приближенная зависимость имеет вид $q = 2{,}2\cdot 10^3\,\Delta P$, где ΔP — избыточное давление.

При нештатных ситуациях с отключением одной из ДУ плотности конвективного теплового потока на днище РН от обратных токов при повышенных траекторных смещениях могут достигать до 6300 кВт/м^2 (1500 ккал/(м^2·с)) при давлениях ΔP до 50 кПа (0,5 ати).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Сафронов А.В.** Экспериментальное исследование силового и теплового воздействия на преграду при лобовом натекании на нее турбулентного струйного потока продуктов сгорания топлива // Космонавтика и ракетостроение. 1995. № 3.

2. **Румынский А.Н., Сенкевич М.В.** Влияние пульсаций потока большой амплитуды на теплообмен // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 2.

3. **Сенкевич М.В., Куровский Г.Ф.** Исследование влияния акустических пульсаций со сплошным спектром частот на турбулентный теплообмен // Гидромеханика и теория упругости: межвуз. собр. науч. тр. Днепропетровск: ДГУ, 1983. Вып. 31.

* В технической системе единиц.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

4. **Куровский Г.Ф, Сенкевич М.В., Сенкевич Е.А., Хотулев В.А., Шувалова Т.В.** Теплообмен при старте ракет // Междунар. конф. Научно-техн. проблемы космонавтики и ракетостроения. Москва, 1996.

Глава 3.9

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ДИНАМИКИ РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОПРОСОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

3.9.1. МЕТОДЫ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК В СВОБОДНОМОЛЕКУЛЯРНОМ И ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМАХ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО УЧАСТКА ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И УЧАСТКА СПУСКА ВОЗВРАЩАЕМЫХ АППАРАТОВ

Аэродинамическое сопротивление КА на больших высотах ($H > 150$ км) в свободномолекулярном режиме обтекания определяется скоростным напором и газовым составом набегающего потока верхней атмосферы Земли, площадью поперечного сечения обтекаемого тела и характером взаимодействия молекул набегающего потока с поверхностью (коэффициентами аккомодации энергии и импульса), температурами поверхности и набегающего потока.

Расчет обтекания КА свободномолекулярным потоком является классической задачей динамики разреженного газа, которая исследована наиболее полно. Разработаны как численные методы решения задач, так и выполнен большой объем экспериментальных исследований по взаимодействию высокоскоростного свободномолекулярного потока с различными видами материалов наружных покрытий КА. С начала 80-х годов прошлого века в практику Головного конструкторского бюро НПО «Энергия» были внедрены программы расчета свободномолекулярной аэродинамики Fremol разработки Института теоритической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН, а позднее — пакеты прикладных программ «Высота» и «Высота-2» совместной разработки большого коллектива, включавшего в себя ЦНИИМАШ, НПО «Энергия», ЦАГИ, ИТПМ, НПО «Молния», НПО им. Лавочкина, ГКБ «Южное» и др.).

В настоящее время для расчета аэродинамических характеристик используется программный комплекс RuSat, разработанный ИТПМ СО РАН, который позволяет в полном объеме получать необходимые исходные данные по аэродинамике орбитальных КА для расчетов баллистики и управляемости. Работы по совершенствованию программного обеспечения продолжаются, однако вопрос верификации этих данных остается открытым ввиду сложности организации чистого эксперимента по определению аэродинамического воздействия на КА.

Впервые такой эксперимент проводился в 70-е годы прошлого века на станции «Салют-6». Орбитальная станция была ориентирована таким образом, что несимметричная СБ стояла перпендикулярно набегающему потоку, а система управления обеспечивала поддержание ориентации, в результате получена оценка величины возмущающего аэродинамического момента, действующего на СБ. Так как непосредственных измерений параметров набегающего потока не проводилось, а точность определения величины компенсирующего момента, выдаваемого системой управления была весьма невысокой, поэтому погрешность оценки коэффициента аэродинамического момента оказалась достаточно большой. Полученная в полете величина момента тангажа наиболее соответствовала величине аэродинамического момента, рассчитанного по диффузной модели отражения с коэффициентом аккомодации энергии около 0,8.

Следующая попытка косвенной оценки коэффициентов аккомодации предпринималась при обработке результатов эксперимента по измерению параметров собственной внешней атмосферы «УМР-Астра» на орбитальной станции «Салют-7». Схема измерений приведена на рис. 3.9.1.

Результаты обработки отношения потоков отраженных $N_{отр}$ от СБ частиц к набегающему N_∞ потоку приведены на рис. 3.9.2. Наилучшее согласование расчета с экспериментом достигалось при использовании четырехпараметрической локально-максвелловской схемы взаимодействия.

Задача уточнения параметров взаимодействия набегающего потока с поверхностью КА остается актуальной, но решить ее весьма сложно, так как выделить влияние аэродинамики на современных летающих объектах, таких как МКС, весьма проблематично.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

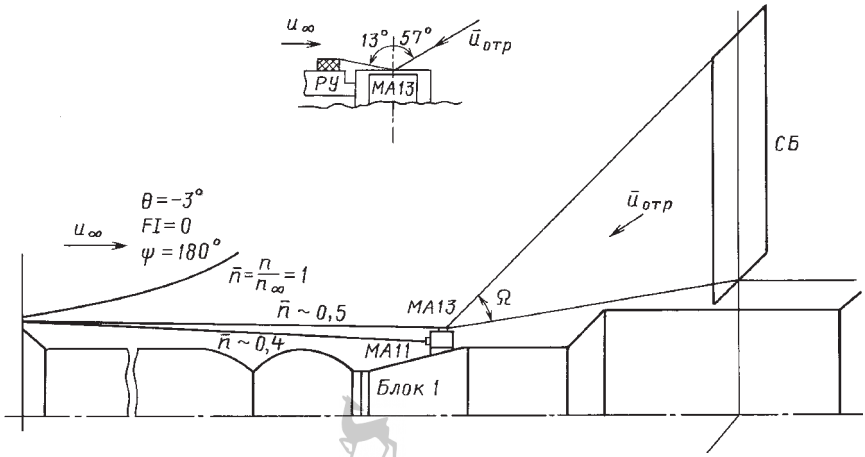


Рис. 3.9.1. Схема измерений при проведении эксперимента «Астра-1»:
$\varphi = 0°$, $\theta = -3°$, $\psi = 180°$; РУ — разбивающее устройство; МА — масс-анализатор

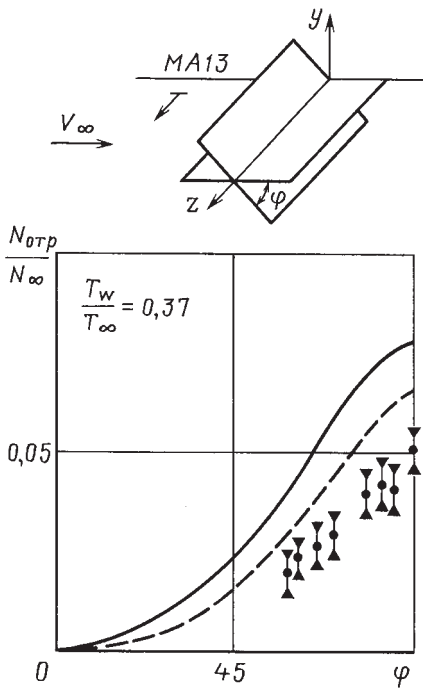


Рис. 3.9.2. Относительный отраженный поток молекул от СБ

В переходном режиме обтекания от свободномолекулярного к сплошному коэффициент аэродинамического сопротивления значительно уменьшается, причем иногда немонотонно. Со снижением высоты влияние коэффициентов аккомодации, состава атмосферы и температурного фактора на величину аэродинамического сопротивления также уменьшается, но возрастает влияние формы тела.

Переходный режим течения — режим, в котором средняя длина свободного пробега соизмерима с размером обтекаемого тела и находится в диапазоне от 0,001 до 100 характерных размеров.

Расчет течений в нем является не менее сложной задачей, чем в свободномолекулярном режиме. Точные аналитические решения с использованием уравнения Больцмана получены лишь для самых простых задач. В остальных случаях используются либо численные методы решения уравнения Больцмана и методы *прямого статистического моделирования* (*ПСМ*) течений разреженного газа, либо полуэмпирические приближенные инженерные методики.

Уравнения Навье–Стокса, хорошо работающие в сплошной среде, в переходном режиме могут давать неверные результаты и требуют специальных модификаций для учета скольжения потока. Метод ПСМ хотя и обеспечивает довольно точный расчет *аэродинамических характеристик* (*АДХ*) с учетом многих реальных физических процессов, требует значительных ресурсов как по памяти, так и по быстродействию компьютеров, что усложняет его использование в практике проектирования.

В тех случаях, когда требуется проведение многовариантных расчетов, используют-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ся инженерные методы, позволяющие, основываясь на простых физических моделях и простых алгоритмах, не только быстро вычислять АДХ, но и при определенных условиях обеспечивают точность на уровне использования уравнений Навье–Стокса или ПСМ. Одним из таких методов является локально-мостовой метод.

Основной критерий разреженности потока — число Кнудсена $\mathrm{Kn} = \lambda/L$, показывающее соотношение длины свободного пробега молекул потока λ и характерного размера L потока (тела). При числах $\mathrm{Kn} \geq 100$ течение представляет собой свободномолекулярный режим: столкновения молекул между собой настолько редки, что не влияют на формирование АДХ. При $\mathrm{Kn} \leq 0{,}001$ течение описывается в рамках модели сплошной среды.

Существует достаточно много простых и быстрых способов получения АДХ объектов сложной формы в свободномолекулярном потоке. Базируясь на теории Ньютона, также несложно получить АДХ при гиперзвуковом течении сплошной среды.

Очевидно, что, используя эти два предела, можно провести интерполяцию и получить АДХ в переходном режиме:

$$c_k = c_{k\,\mathrm{FM}} F_b(\mathrm{Kn},\, S,\, \alpha,\, \ldots) + \\ + c_{k\,\mathrm{cont}}(1 - F_b(\mathrm{Kn},\, S,\, \alpha,\, \ldots)), \qquad (3.9.1)$$

где c_k — значение характеристики в переходном режиме; $c_{k\,\mathrm{FM}}$ — значение характеристики в свободномолекулярном режиме; $c_{k\,\mathrm{cont}}$ — значение характеристики при гиперзуковом течении сплошной среды; S — скоростное отношение; α — угол атаки.

Функция F_b, зависящая в общем случае от многих параметров, получила название мостовой.

Следует отличать интегральный мостовой метод, в котором используются интегральные коэффициенты сил и моментов c_k, и локальный мостовой метод, где производится вычисление характеристик для элементарных площадок поверхности объектов $c_{k,ds}$, а потом производится интегрирование по поверхности:

$$c_{k\,ds} = c_{k\,\mathrm{FM}\,ds} F_b(\mathrm{Kn},\, S,\, \Theta,\, \ldots) + \\ + c_{k\,\mathrm{cont}\,ds}(1 - F_b(\mathrm{Kn},\, S,\, \Theta,\, \ldots)); \qquad (3.9.2)$$

$$c_k = \int_S c_{k\,ds}\, ds. \qquad (3.9.3)$$

Заметим, что мостовая функция в этом случае уже зависит не от угла атаки и скольжения, а от угла Θ к нормали элементарной площадки, на которую попадает поток.

С изменением разреженности потока давление и трение меняются по-разному. В частности, в сплошной среде для затупленных тел предполагается отсутствие сил трения. Поэтому коэффициенты сил и моментов, приходящихся на элементарную площадку поверхности $c_{k\,ds}$, можно разделить на составляющие по давлению c_p и трению c_τ, что приведет к появлению двух мостовых функций, в общем случае различных:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{c_p - c_{p\,\mathrm{cont}}}{c_{p\,\mathrm{FM}} - c_{p\,\mathrm{cont}}} = F_{b\,p}(\mathrm{Kn}, \Theta, \ldots); \\ &\frac{c_\tau}{c_{\tau\,\mathrm{FM}}} = F_{b\,\tau}(\mathrm{Kn}, \Theta, \ldots); \\ &c_{\tau\,\mathrm{cont}} = 0. \end{aligned}\right\} \qquad (3.9.4)$$

Локальный мостовой метод позволяет более точно учесть перераспределение давления и трения, поэтому является более точным, поэтому интегральный мостовой метод не получил широкого распространения.

3.9.2. ОСОБЕННОСТИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СТРУЙ ГАЗОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКАМ

Струи двигателей, устанавливаемых на КА, взаимодействуют с его поверхностями и элементами и оказывают на них силовое воздействие. Анализ силового воздействия струй двигателей в условиях орбитального полета включает: расчеты максимальных уровней давления на поверхностях аппарата и их элементов, возмущающих сил и моментов, действующих на выступающие элементы, такие как СБ, антенны и т.д. и оценку потери тяги при взаимодействии струй с поверхностью КА.

Для проведения анализа силового воздействия струй двигателей используются инженерные методики, основанные на моделях полей их течения, разрабатываемых с использованием экспериментальных и расчетных данных. После построения геометрической модели КА, каждый элемент разбивается на элементарные площадки, и расчет взаимодейст-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вия струи с элементарной площадкой проводится, исходя из гипотезы локального взаимодействия. Модели взаимодействия между газом и поверхностью в разреженном и переходных режимах течения аналогичны тем, что изложены в п. 3.9.1.

Такие методики используются для расчета взаимодействия струй ЖРД, имеющих значение скорости газового потока, падающего на поверхность КА, (2,5...3) км/с.

В настоящее время на геостационарных спутниках нашли широкое применение холодные газовые двигатели для решения задач начального построения ориентации. Рабочим телом таких двигателей часто является инертный газ, истекающий из сопла с начальной температурой около 300 °С, тяга составляет $\sim 98 \cdot 10^{-3}$ Н (несколько десятков грамм). Низкая начальная температура приводит к тому, что при истечении в вакуум уже вблизи среза сопла температура истекающего газа приближается к температуре конденсации, что приводит к ряду особенностей характеристик струи, которые необходимо учитывать при анализе воздействия истекающих струй на элементы конструкции.

Натурные измерения возмущающих моментов, возникающих на геостационарных спутниках при работе звуковых ксеноновых двигателей, сравнивались с расчетными данными. Проведенные исследования показали, что результаты сравнения сильно зависели от нескольких факторов:

- взаимного углового и радиального расположения элемента конструкции, создающего возмущающий момент, относительно истекающей струи;
- уровня начального давления в коллекторе ГД;
- времени проведения измерения по отношению к моменту выведения на орбиту.

Выявленное в ряде случаев существенное несовпадение результатов расчета возмущающих моментов с натурными данными означало, что не происходило ожидаемого гиперзвукового взаимодействия дальнего поля струи ГД. Такой случай показан на рис. 3.9.3.

Рассмотрены возможные причины несовпадения:

- рассеяние струи на молекулах *собственной внешней атмосферы* (*СВА*);
- неточность модели струи ГД вследствие наличия конденсации;
- консервативный выбор схемы взаимодействия струи с поверхностью.

При проведении расчетов предполагалось, что наличие собственной атмосферы аппаратов на уровне $10^{-4}...10^{-6}$ Па ($10^{-6}...10^{-8}$ мм рт. ст.) не вызовет рассеяния струи ГД при взаимодействии с рефлекторами антенн, так как длины свободного пробега молекул составляют не менее 300 м, и среда по сути является бесстолкновительной. Несмотря на то, что скорости в струе ГД (≥300 м/с) близки к тепловым скоростям молекул газовыделения остаточных газов, энергия и импульс ксенона больше, чем у молекул остаточных газов СВА из-за его большей молекулярной массы ($M_{XE} = 131$).

Измерения в первую неделю после выведения вблизи освещенных элементов конструкции показали, что уровень давления СВА выше, чем статическое давление в дальнем поле струи, что приводит к рассеянию на СВА части потока струи ксенона. С увеличением времени пребывания на орбите этот эффект уменьшается.

Влияние фактора рассеяния струи на СВА подтверждено измерениями давления внутри негерметичного объема аппарата при включении ГД (см. п. 3.10.2) и анализом результатов измерения возмущающего момента для другого аппарата, которые проводились после нескольких месяцев эксплуатации на орбите, имевших удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных.

При расчетах возмущающих воздействий на КА фактор неопределенности — степень конденсации в струе, значение эффективного числа γ. Влияние этого параметра играет очень большую роль в модели струи, отражая степень ее расширения. Расчеты показывают, что степень конденсации в холодных газовых струях зависит от соотношения давления и температуры газа на выходе из сопла, т.е. распределение относительной плотности в струе меняется, когда ГД включается при разных давлениях в форкамере. Более существенное влияние она оказывает на распределение плотности в периферийной части струи, чем в приосевой зоне.

Анализ влияния схемы взаимодействия струи ксенонового двигателя с элементами конструкции показывает, что с учетом вышеизложенных факторов для расчета воздействия холодной струи ксенона с поверхностями реф-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

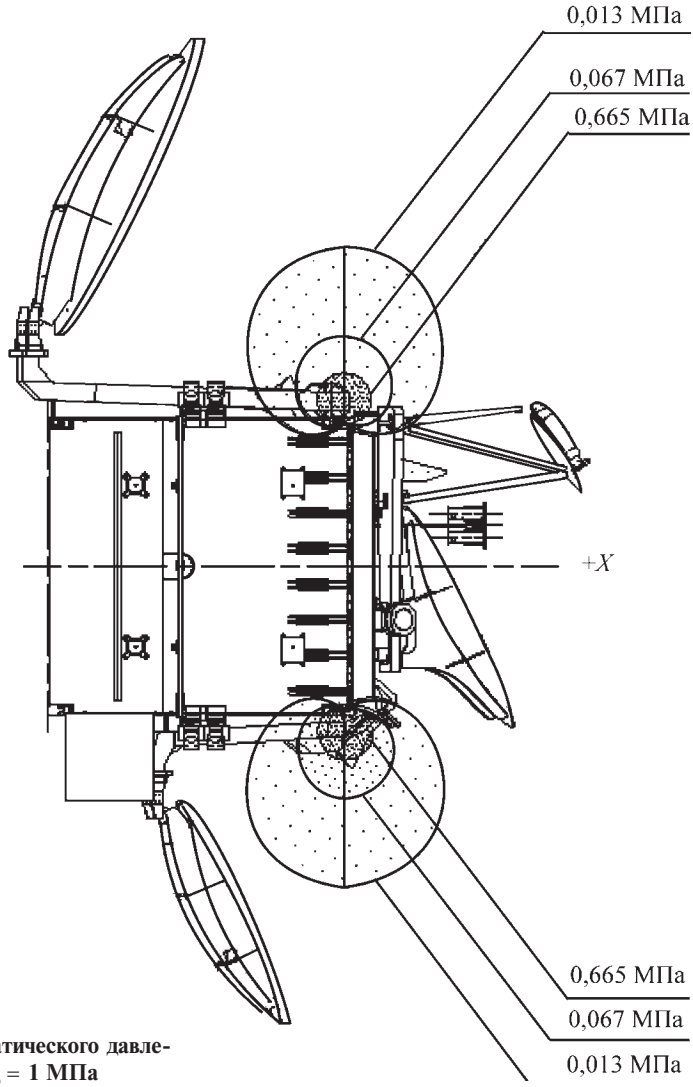


Рис. 3.9.3. Типовые уровни статического давления в струях ГД при P_0 = 1 МПа

лекторов антенн наилучшим образом подходит диффузная схема взаимодействия с полной аккомодацией энергии.

Таким образом, проведенные исследования показали, что взаимодействие струй холодных газовых микродвигателей с элементами конструкции КА является нетривиальной проблемой, требующей детального рассмотрения с учетом наличия СВА, процессов конденсации в струях, особенностей взаимодействия с элементами поверхности молекул со скоростями, близкими к тепловым, привлекая методы многофазных континуальных течений и прямого статистического моделирования.

Глава 3.10

СОБСТВЕННАЯ АТМОСФЕРА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ

3.10.1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И СТАНЦИЙ

Собственная внешняя атмосфера КА

Одной из особенностей функционирования КА на околоземной орбите является

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

образование вокруг них СВА. От окружающего космического пространства СВА отличается бóльшими давлением и плотностью, разнообразием химического состава составляющих ее газовых компонент, а также содержанием в ней жидких и твердых микрочастиц.

Наличие СВА в ряде случаев может оказывать существенное (вредное) влияние на работу служебных систем, бортовой служебной и научной аппаратуры, а также затруднять интерпретацию результатов проводимых на борту КА прикладных и научных исследований. Вопрос о параметрах СВА орбитальных КА стал предметом пристального внимания более двадцати лет назад практически одновременно как в России, так и в США. Показательно, что занимавшиеся данным вопросом научные работники двух стран пришли в середине 70-х годов прошлого века к одному и тому же выводу: успешное изучение СВА невозможно без проведения соответствующих исследований непосредственно в натурных условиях орбитального полета КА ввиду сложности, а иногда и невозможности, моделирования этих условий на Земле.

Проведенный с июня 1982 г. по июнь 1986 г. эксперимент «Астра-1» с помощью аппаратуры «УМР-Астра», оснащенной масс-спектрометрами и кварцевыми микровесами, стал первым этапом осуществляемых в России натурных исследований СВА. Полученные при его проведении результаты имели существенное значение для реализации программы выполняемых на станции «Салют-7» работ, а также использовались как исходные данные при создании расчетных моделей СВА.

Для описания СВА орбитальных объектов более сложной конфигурации, например *орбитальной станции* (*ОС*) «Мир», полученных в ходе эксперимента «Астра-1» данных оказалось явно недостаточно. В связи с этим на ОС «Мир» проводился эксперимент «Астра-2» с июня 1995 г. по 1997 г., который позволил уточнить и дополнить уже имеющиеся данные о газовых составляющих СВА комплекса, в том числе и в удаленных от его поверхности зонах, получить новые данные об уровнях забортного вакуума и внутри *негерметичных отсеков* (*НГО*) при различных полетных ситуациях.

В эксперименте «Астра-2» изучение СВА осуществлялось с помощью аппаратуры, установленной на модуле «Спектр», которая обеспечивала измерение большого числа параметров — давление, массовый состав и скорость осаждения загрязнений в значительном околообъектовом пространстве, включая зоны, удаленные от поверхности на расстояние до 2 м, благодаря размещению измерительного блока на подвижной штанге. Размещение аппаратуры на модуле «Спектр» показано на рис. 3.10.1 и 3.10.2.

Измерения в эксперименте проводились почти два года и позволили получить обширный экспериментальный материал, широко используемый в настоящее время при проектировании новых КА и станций.

Масс-спектрометрия

Масс-спектрометрические измерения состава СВА проводились с начала эксперимента. Диапазон измерений — по массовым числам для нейтральной компоненты 12... ...120 а.е.м. с концентрацией $10^7...10^{12}$ см$^{-3}$, а для ионной составляющей по массовым числам 8...140 а.е.м. с концентрацией $10...10^6$ см$^{-3}$. В фоновых условиях зафиксированы компоненты набегающего потока верхней атмосферы и вода.

Наиболее интересные результаты были получены при стыковке OK Shuttle к ОС «Мир» 15 ноября 1995 г. Масс-спектрометр работал в течение ~10 мин, непосредственно перед «зависанием» ОК «Шаттл». За этот промежуток времени на масс-спектрах в разных его местах и только по одному разу зарегистрированы мощные пики: 10 при анализе нейтрального и 10 при анализе ионного составов окружающей среды. Пики связаны с компонентами, входящими в состав струй двигателей управления, тем более, что время появления семи из них относительно хорошо коррелирует с работой двигателей управления корабля «Шаттл». Появление остальных масс-пиков приходится связывать с компонентами струй двигателей управления комплекса «Мир».

Данные обстоятельства учтены при формировании табл. 3.10.1. В первой колонке представлены массовые числа M_i зарегистрированных компонентов, во второй — предположительная химическая формула газовой компоненты, соответствующая M_i. Вопросительные знаки в этой колонке означают: один «?» — концентрация компонента *i*, непосредственно после формулы которого он стоит существенно ниже концентрации компонента *i*,

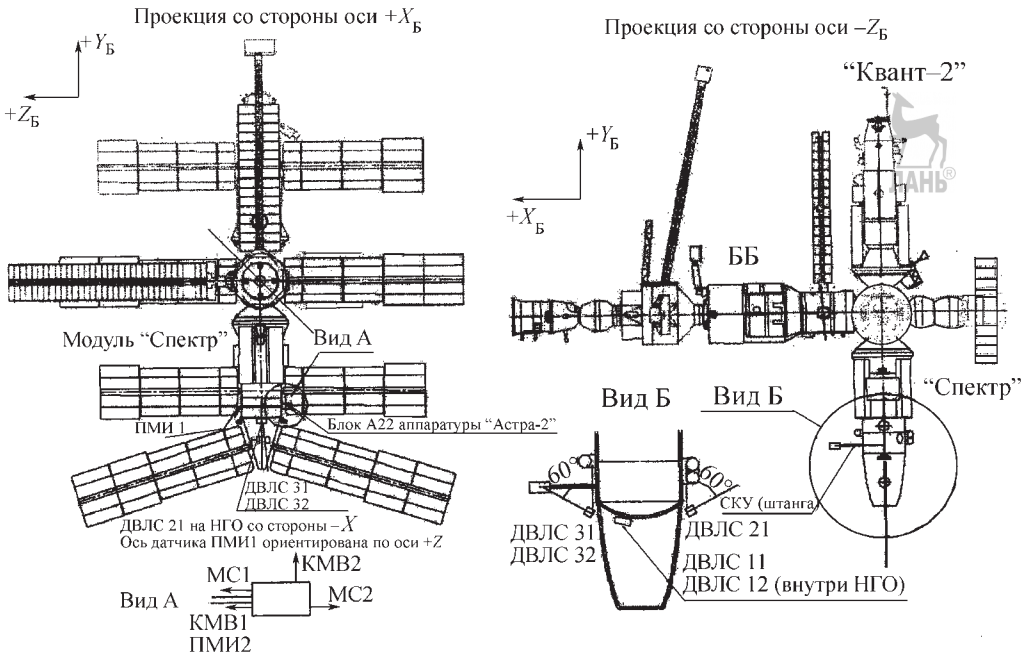


Рис. 3.10.1. Размещение и состав аппаратуры эксперимента «Астра-2»:
ПМИ1, 2 — датчики давления (с горячим катодом); ДВЛС11, 12, 21, 31, 32 — датчики давления (магниторазрядные с холодным катодом); МС1, 2 — масс-спектрометры; КМВ1, 2 — кварцевые микровесы; СКУ — сканирующее устройство; НГО — негерметичный отсек

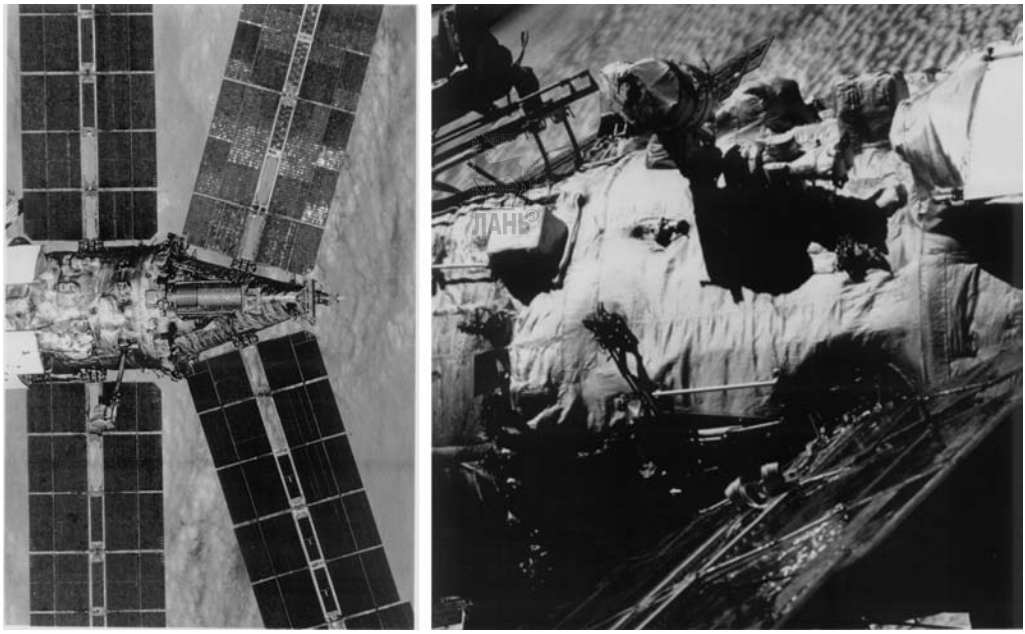


Рис. 3.10.2. Установка аппаратуры «Астра-2»:
а — размещение на модуле «Спектр»; *б* — установка блока А-22

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3.10.1. Спектры, полученные в эксперименте «Астра-2» 15.11.95 на витке № 55651

М, а.е.м	Структурная формула	Концентрация в приемнике масс-спектрометра, N_i, см$^{-3}$			
		Компонент СВА		Компонент струй двигателей управления	
		N_i	Время регистрации	N_i	Время регистрации
1	*2*	*3*	*4*	*5*	*6*
14	CH_2; N	$1{,}3\cdot10^9$	9.18.33,72	$5{,}3\cdot10^{11}$ $5{,}6\cdot10^{10}$	9.20.01,44 9.20.01,44
15	CH_3; NH	$1{,}9\cdot10^9$	9.18.33,83	$2{,}2\cdot10^{11}$ $2{,}3\cdot10^{10}$	9.15.56,30 9.15.56,30
16	CH_4; NH_2; O?	$1{,}1\cdot10^9$	9.18.33,94	$3{,}5\cdot10^{11}$ $3{,}7\cdot10^{10}$	9.22.57,95 9.22.57,95
17	NH_3; OH?	$1{,}5\cdot10^9$	9.18.34,05		
18	H_2O	$3{,}1\cdot10^9$	9.18.34,16		
24	???			$2{,}2\cdot10^{10}$	9.15.39,79
25	???			$3{,}5\cdot10^9$	9.15.39,90
26	CHCH; CN?			$2{,}0\cdot10^9$	9.15.40,01
27	HCN			$6{,}4\cdot10^9$	9.15.40,12
28	N_2; CO; CH_2CH_2?	$4{,}0\cdot10^9$	9.18.35,26	$3{,}1\cdot10^{10}$	9.15.40,24
30	NO; CH_3CH_3; HCHO?	$1{,}5\cdot10^9$	9.18.35,46	$5{,}3\cdot10^9$	9.15.40,45
31	CH_3NH_2			$3{,}1\cdot10^9$	9.15.40.55
40	Ar; CN_2?			$2{,}2\cdot10^{11}$ $2{,}3\cdot10^{10}$	9.20.39,50 9.20.39,50
44	CO_2; N_2O?	$1{,}3\cdot10^9$	9.15.42,08		
45	$(CH_3)_2NH$; $CH_3N_2H_2$??	$1{,}3\cdot10^9$	9.15.42,08		
45	$(CH_3)_2NH$; $CH_3N_2H_2$??	$1{,}5\cdot10^9$	9.15.42,20		
46	NO_2; CH_3NHNH_2??	$1{,}5\cdot10^9$	9.15.42,20		
45	$(CH_3)_2NH$; $CH_3N_2H_2$??	$1{,}2\cdot10^9$	9.15.43,01	$2{,}9\cdot10^9$	9.15.08,08
46	NO_2; CH_3NHNH_2??	$1{,}2\cdot10^9$	9.15.43,01	$2{,}9\cdot10^9$	9.15.08,08
52	$(CN)_2$??			$2{,}7\cdot10^{10}$	9.17.28,13
53	CH_2CHCN??			$3{,}1\cdot10^{10}$	9.17.28,16
54	$CH_2CHCHCH_2$??			$6{,}1\cdot10^9$	9.17.28,21
56	$CH_2CH_2CH_2CH_2$?? $CH_3CH_2CHCH_2$??			$3{,}2\cdot10^{10}$ $3{,}2\cdot10^{10}$	9.18.38,37 9.18.38,37
58	$(CH_3)_2CO$?? $CH_3CH_2CH_2CH_3$??			$1{,}9\cdot10^9$ $1{,}9\cdot10^9$	9.17.28,37 9.17.28,37
59	$(CH_3)_3N$; CH_3CONH_2??			$1{,}9\cdot10^9$	9.17.28,37
100	$CH_3COCH_2COCH_3$??; $(CH_2CO)_2O$??			$6{,}6\cdot10^{10}$ $6{,}6\cdot10^{10}$	9.18.22,37 9.18.22,37
120	$C_5H_5CH(CH_3)_2$; $C_6H_5CH_2CH_2CH_2CH_3$, $C_6H_4C_2H_5CH_3$			$1{,}0\cdot10^9$ $1{,}0\cdot10^9$ $1{,}0\cdot10^9$	9.21.01,32 9.21.01,32 9.21.01,32

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Окончание табл. 3.10.1

1	*2*	*3*	*4*	*5*	*6*
121	$C_6H_5N(CH_3)_2$ $(CH_3)_2N_2HNO_3$			$1{,}0\cdot10^9$ $1{,}0\cdot10^9$	9.21.01,32 9.21.01,32
122	$C_6H_5CH_2CH_2OH$, C_6H_5COOH			$1{,}0\cdot10^9$ $1{,}0\cdot10^9$	9.21.01,32 9.21.01,32

которому отвечает предшествующая формула; два «??» — есть сомнения в правильности идентификации компонента *i*, непосредственно после формулы которого они стоят; три «???» — идентификацию компонента не удалось осуществить. В колонках 3 и 5 приведены максимальные значения концентрации компонента с массовым числом M_i в приемнике масс-спектрометра, зарегистрированного им при анализе нейтрального состава СВА комплекса «Мир», а также струй ОС и корабля «Шаттл», колонки 4 и 6 — время регистрации масс-спектрометром максимального значения концентрации компонента.

Указанных измерений оказалось достаточно для определения основных нейтральных газовых составляющих СВА комплекса «Мир» при работе двигателей управления.

Измерения давления

В эксперименте «Астра-2» выполнен большой объем измерений давления в различных условиях эксплуатации. Все приведенные данные — результаты измерений давления внутри полости измерительных приборов и пересчет их на значения параметров в окружающей среде, что представляет собой отдельную достаточно сложную и важную задачу, требующую специального рассмотрения.

В фоновых условиях после стыковки модуля «Спектр» к ОС «Мир» уровни давления, зафиксированные датчиками, лежат в диапазоне $10^{-5}...10^{-3}$ Па ($10^{-7}...1\cdot10^{-5}$ мм рт. ст.) и слабо изменяются по времени. Результаты измерений для этого случая приведены на рис. 3.10.3. Отчетливо видна разница в давлениях на на-

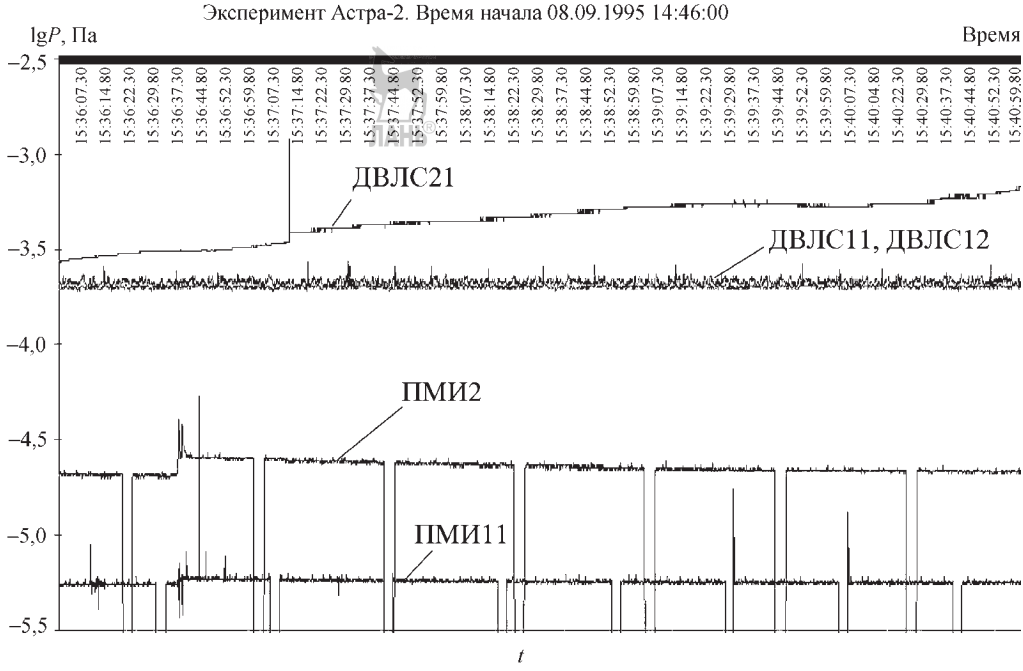


Рис. 3.10.3. Давление в фоновых условиях

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ветренной стороне модуля (ДВЛС21), в негерметичном отсеке модуля «Спектр» (ДВЛС11 и ДВЛС12) и на подветренной стороне модуля (ПМИ1 и ПМИ2).

Наиболее интересные данные по динамике изменения давления в СВА получены при измерениях во время работы двигателей управления в период стыковки и расстыковки ОК «Шаттл» и при коррекции орбиты.

Стыковка ОК «Шаттл» STS-74

Некоторые результаты измерений давления при стыковке ОК «Шаттл» 15.11.95 приведены на рис. 3.10.4. Ионизационные датчики давления ПМИ ориентированы таким образом, что их приемные отверстия находятся в затененной зоне. Тем не менее, наблюдается пиковое изменение уровня давления, обусловленное срабатываниями двигателей на ОК «Шаттл» и ОС «Мир».

Наряду с существенным увеличением уровня внешнего давления при срабатывании двигателей управления на два-четыре порядка наблюдается увеличение давления в негерметичном отсеке модуля «Спектр» согласно показаниям датчиков ДВЛС11 и ДВЛС12. Время релаксации к исходному уровню составляет несколько десятков секунд.

Расстыковка ОК «Шаттл» STS-74 (Space Transportation System)

Некоторые результаты измерений давления при расстыковке ОК «Шаттл» приведены на рис. 3.10.5.

Расстыковка ТК «Прогресс»

При расстыковке ТК «Прогресс» со стороны базового блока (ББ) ОС «Мир» было проведено включение аппаратуры «Астра-2». На рис. 3.10.6 приведены результаты измерения давления при срабатывании двигателей причаливания.

На расстоянии ~20...25 м от ББ штатно выдается импульс на увод корабля в течение восьми-девяти секунд (рис. 3.10.7). При этом датчики давления ПМИ1 и ПМИ2 попадают в дальнюю приосевую зону струи этих двигателей. Во время работы двигателей оба датчика ПМИ зашкаливают. Время релаксации давления к исходному уровню составляет две-три минуты после окончания импульса.

На рис. 3.10.8 приведены данные по изменению давления в месте установки датчиков ПМИ при использовании корректирующего двигателя корабля «Прогресс» для коррекции орбиты ОС «Мир». Датчики попадают в дальнюю периферийную зону струи корректирую-

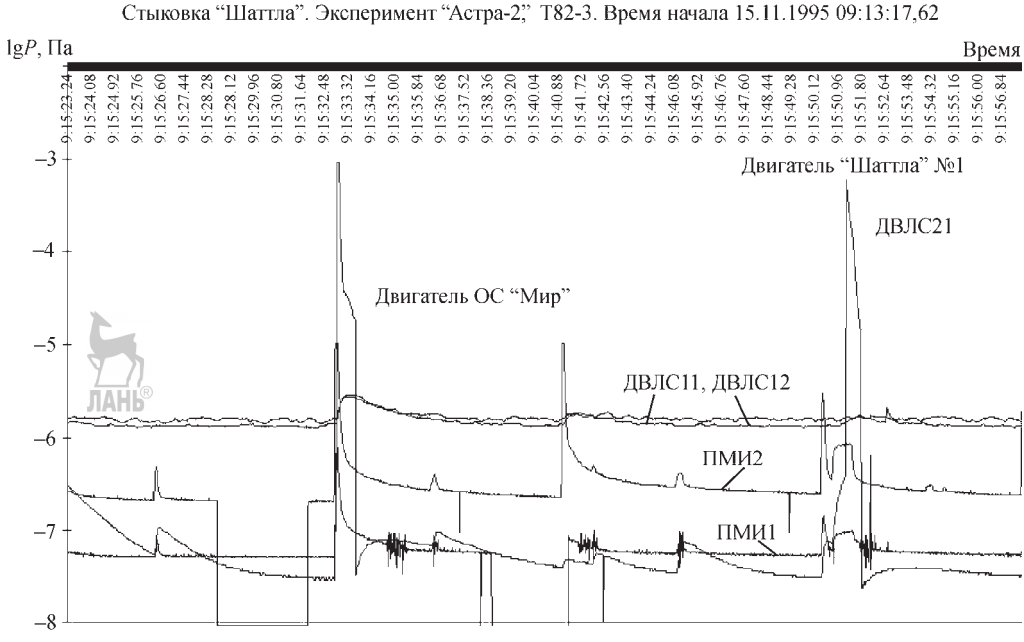


Рис. 3.10.4. Давление при стыковке орбитального корабля «Шаттл»

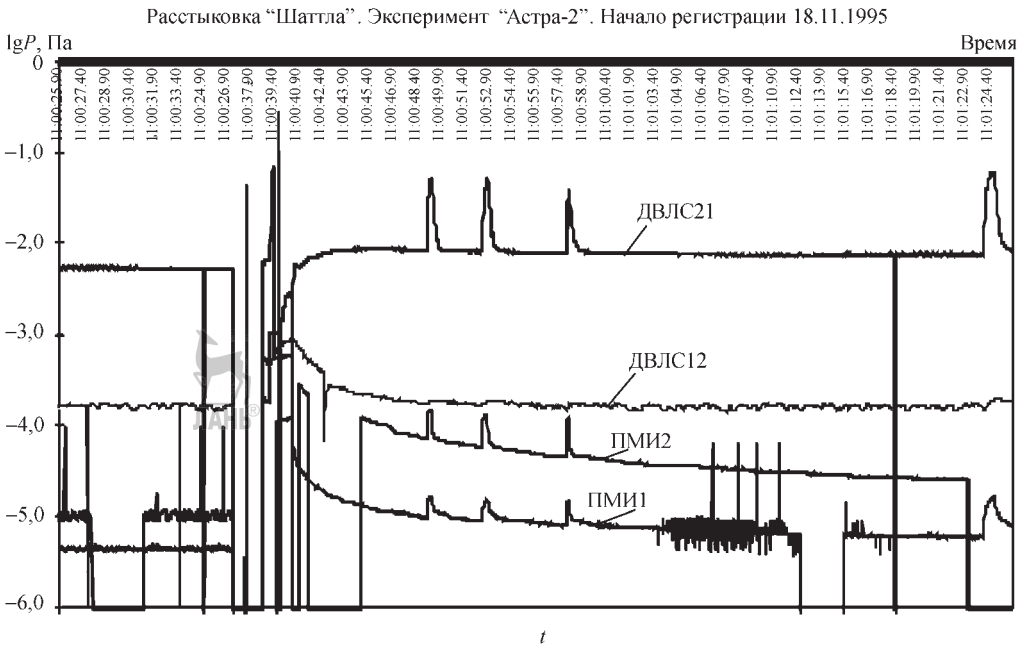


Рис. 3.10.5. Давление при расстыковке орбитального корабля «Шаттл» и орбитальной станции «Мир»

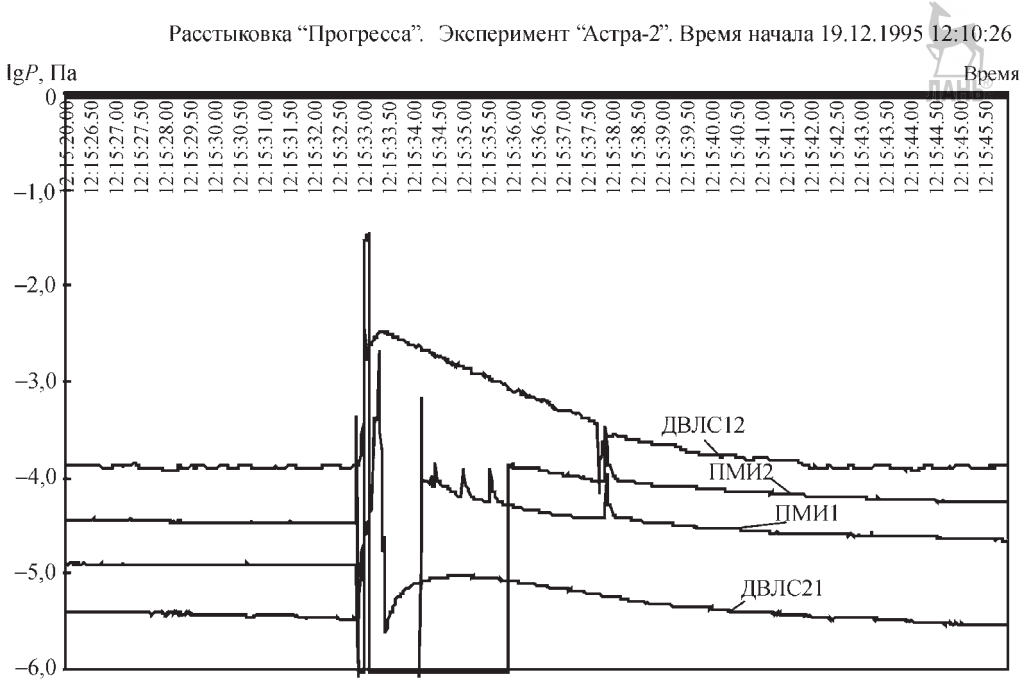


Рис. 3.10.6. Давление при расстыковке транспортно-грузового корабля «Прогресс»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

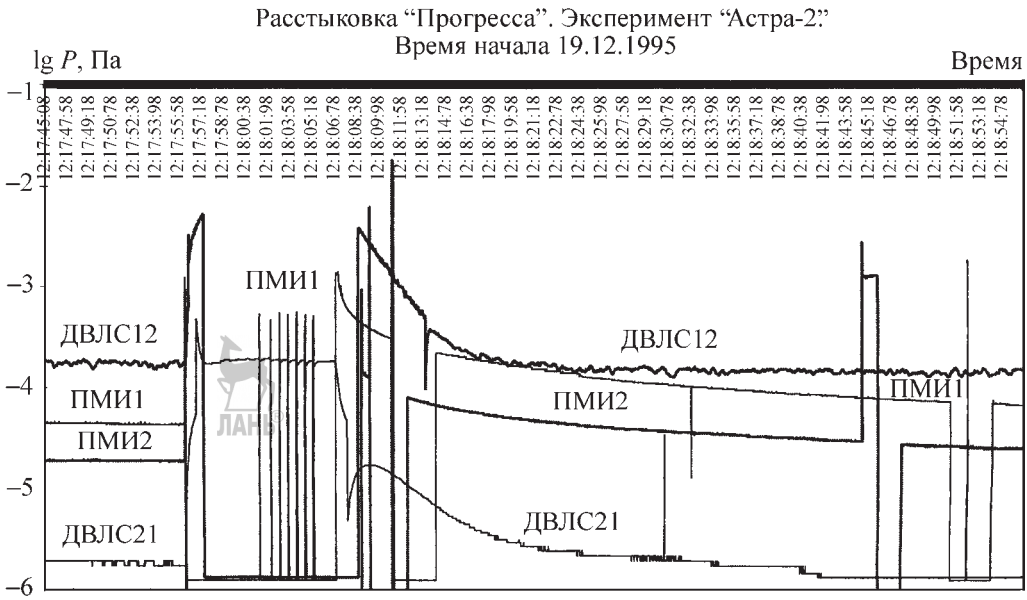


Рис. 3.10.7. Давление при срабатывании двигателей причаливания и ориентации при расстыковке транспортно-грузового корабля «Прогресс»

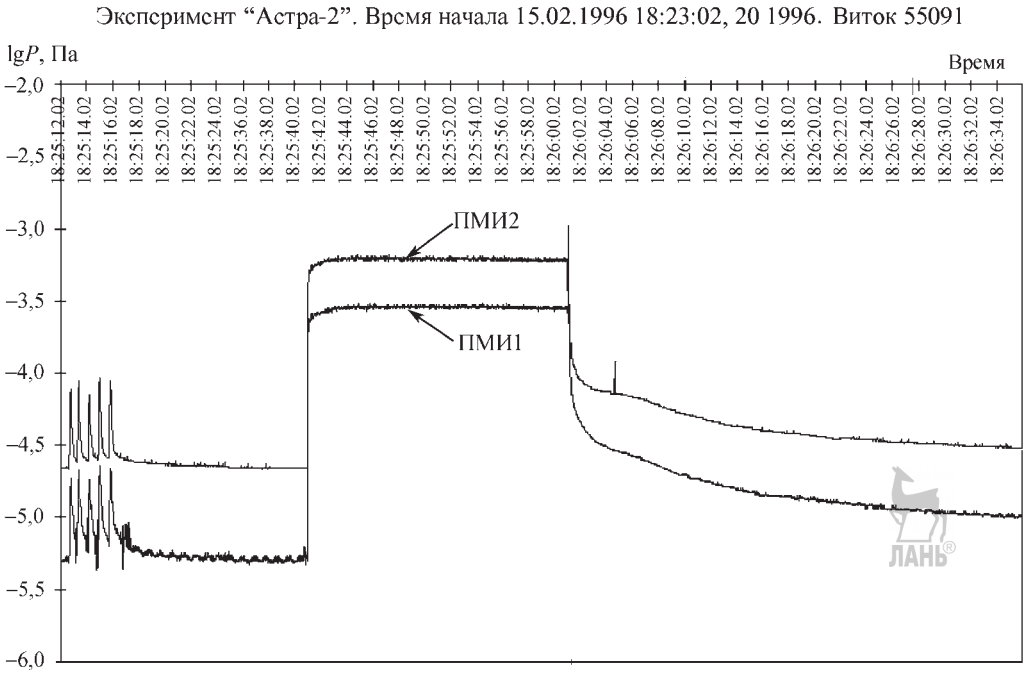


Рис. 3.10.8. Изменение давления при коррекции орбиты с помощью корректирующего двигателя «Прогресс»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

щего двигателя (угол между осью и направлением на датчик около 140°). Результаты измерений показывают, что даже после длительной работы двигателя в периферийной зоне струи возврат давления к фоновому уровню составляет не более 100 с.

Измерения в эксперименте PIC

Эксперимент PIC (Plume Impingement Contamination) проводился совместно российской и американской стороной на ОС «Мир» в целях изучения загрязняющего воздействия управляющих двигателей в нескольких сериях их импульсных включений. На фоне этого эксперимента аппаратурой «Астра-2» проведена регистрация уровня давлений. Результаты измерения давлений приведены на рис. 3.10.9. Видно, что при импульсной работе двигателей, газовое облако не успевает рассеиваться и идет постепенное увеличение уровня фонового давления в СВА.

Измерения уровня осаждения загрязнений на кварцевых микровесах

Результаты обработки результатов показаний *кварцевых микровесов* (*KMB*) приведены на рис. 3.10.10, где представлена зависимость толщины осаждения на KMB от времени. При пересчете ухода частоты KMB в толщину осадка плотность осадка принималась равной 1000 кг/м^3.

KMB показывают медленный средний прирост массы, причем заметных изменений осевшей массы при стыковках «Шаттл» и кораблей «Союз» и «Прогресс», а также при проведении эксперимента PIC не зафиксировано. Средняя скорость осаждения для KMB составила значение порядка $5\cdot10^{-11}$ г/(см^2·с) за период от вскрытия весов до 8.09.95, $1\cdot10^{-12}$ г/(см^2·с) от 8.09.95 до 26.12.95 и $1\cdot10^{-12}$ г/(см^2·с) от 26.12.95 до 26.12.96.

Одновременно с измерениями в эксперименте «Астра-2» на борту ОС «Мир» Европейским космическим агентством проведен эксперимент Euromir-95 по измерению потоков атомарного кислорода, космической пыли и осаждения загрязнений с использованием аппаратуры ICA, в состав которой входили кварцевые микровесы QCM.

Результаты измерений осаждения загрязнения, полученные с помощью аппаратуры ICA, в сопоставлении с результатами эксперимента «Астра-2» за эти же периоды времени и данными светотеневой обстановки на орбите приведены на рис. 3.10.11.

Именно в это время впервые зафиксировано резкое увеличение скорости осаждения загрязнений на солнечных витках орбиты, ко-

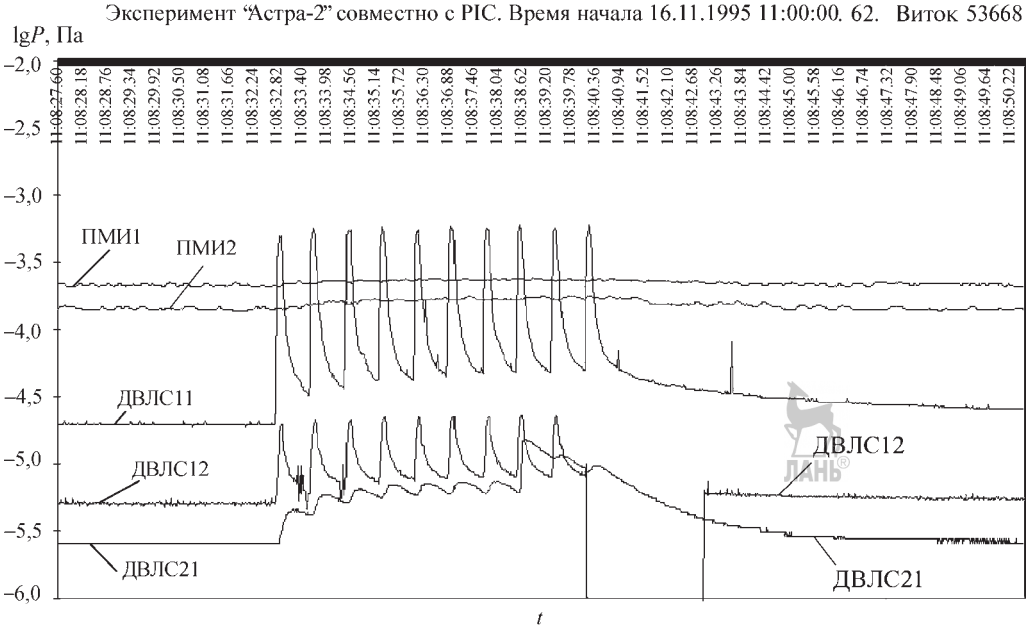


Рис. 3.10.9. Изменение давления при проведении эксперимента PIC

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

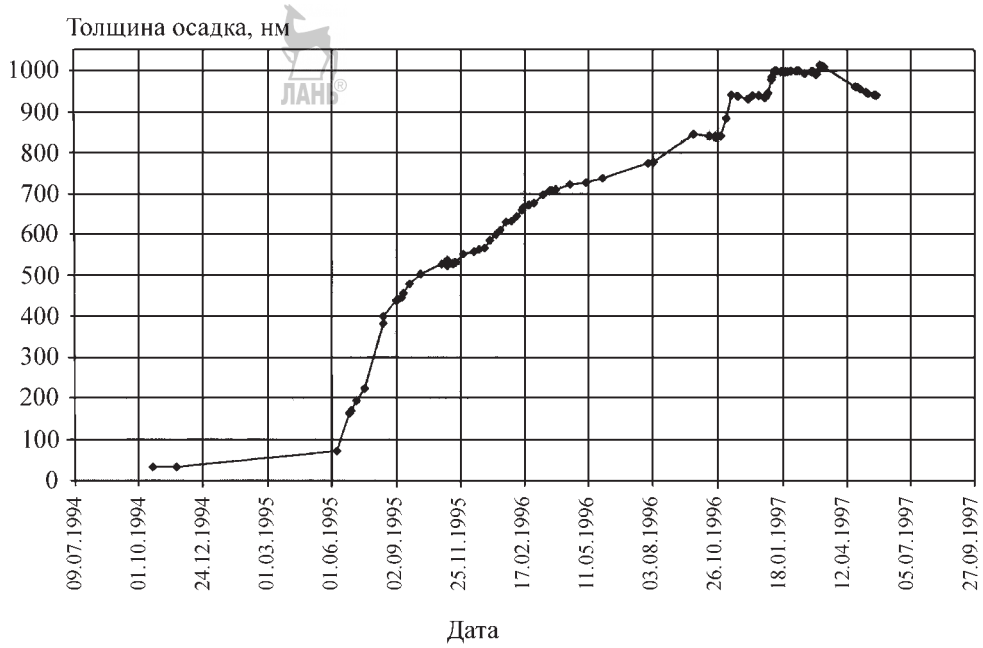


Рис. 3.10.10. Зависимость толщины осаждения на КМВ2 от времени

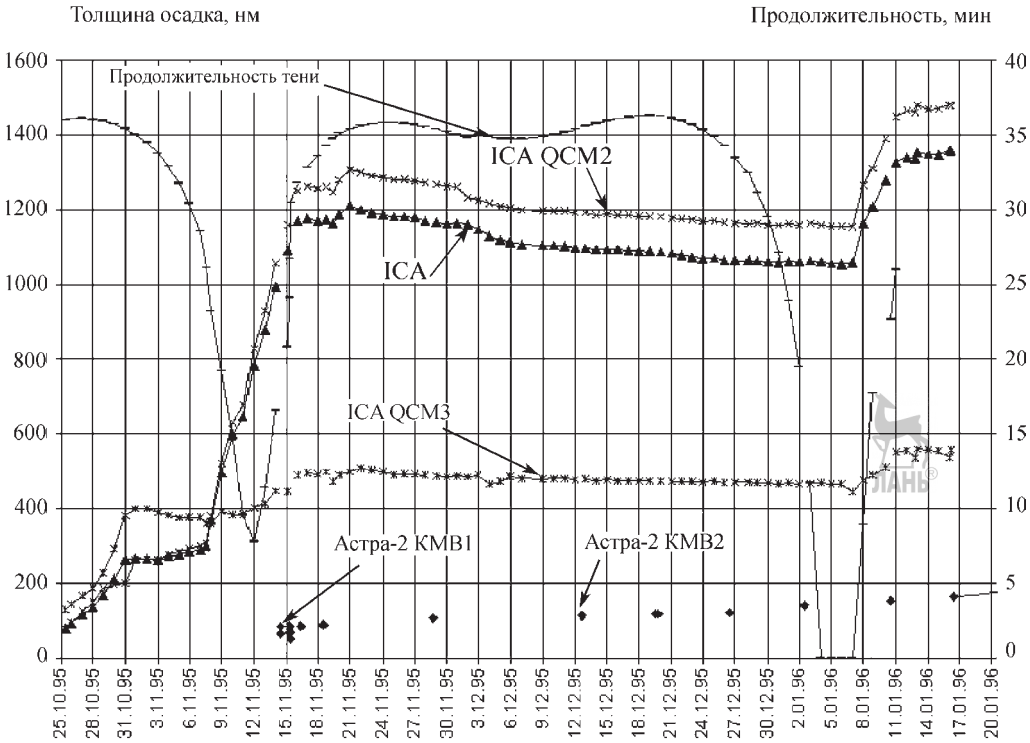


Рис. 3.10.11. Сравнение результатов измерений экспериментов ICA и «Астра-2»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

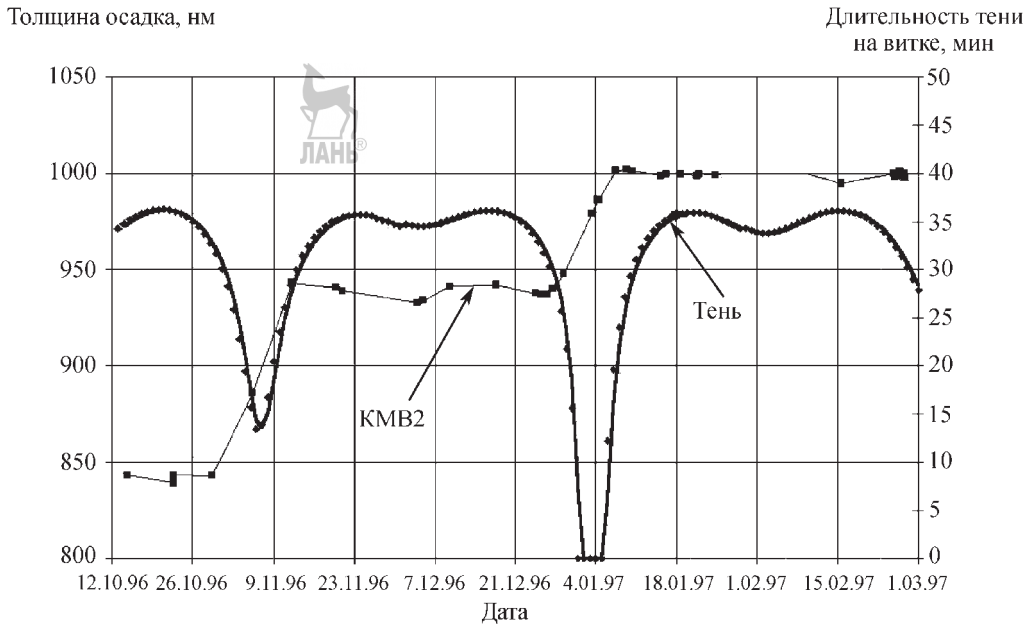


Рис. 3.10.12. Изменение скорости осаждения загрязнений на «солнечных» витках

гда продолжительность теневого участка резко уменьшается или пропадает совсем, а ориентация по отношению к Солнцу такова, что элементы конструкции ОС, попадающие в поле зрения KMB, освещены. В дальнейшем этот эффект дважды подтвердился при измерениях в эксперименте «Астра-2» , что проиллюстрировано на рис. 3.10.12.

Причины столь резкого увеличения осаждения загрязнений в настоящее время до конца не ясны. Можно предположить, что на «солнечных» витках происходит более глубокий прогрев материалов и, соответственно, более интенсивное испарение загрязняющих веществ, в том числе аккумулируемых пористыми поверхностями (например, экранно-вакуумной теплоизоляцией).

В период с марта по июнь 1997 г., когда элементы конструкции в поле зрения KMB находились в тени, наблюдался обратный эффект — уменьшение значения осевшей массы. Еще более неожиданный результат получен при анализе скорости осаждения загрязнений на витке. Примеры таких измерений приведены на рис. 3.10.13 и 3.10.14.

Оказалось, что в теневой зоне уровень осаждения увеличивается, а на солнечной стороне витка падает. Кроме того, при изменении локальных условий освещенности показания весов меняются скачкообразно.

3.10.2. ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В НЕГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКАХ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ

Изменение давления и состава газовой среды, осаждение загрязняющих компонент не могут быть в полной мере предсказаны только расчетными методами или смоделированы в наземных условиях. Для их исследования проводятся эксперименты в натурных условиях с помощью специальной аппаратуры.

Необходимость проведения измерений давления в негерметичных отсеках на начальных этапах эксплуатации спутников обусловлена наличием в их составе электронной аппаратуры, для безопасного включения которой требуется, как правило, достижение уровня давления в отсеках ниже 0,133 Па.

Аппаратура для измерения давления

Для определения уровня давления в начальный период после выведения на геостационарную орбиту спутников связи устанавливаются приборы *средств контроля давления собственной атмосферы* (*СКДСА*) с диапазоном измерений от 0,133 до $1{,}33 \cdot 10^5$ Па.

В приборах СКДСА в качестве чувствительного элемента используется магнитораз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

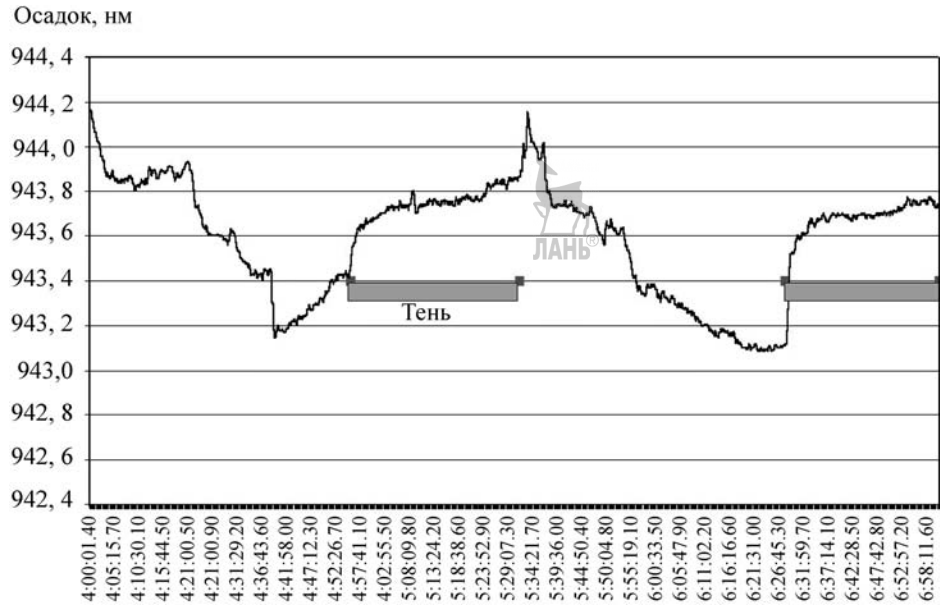


Рис. 3.10.13. Изменение осаждения загрязнений в течение витка 2.03.97

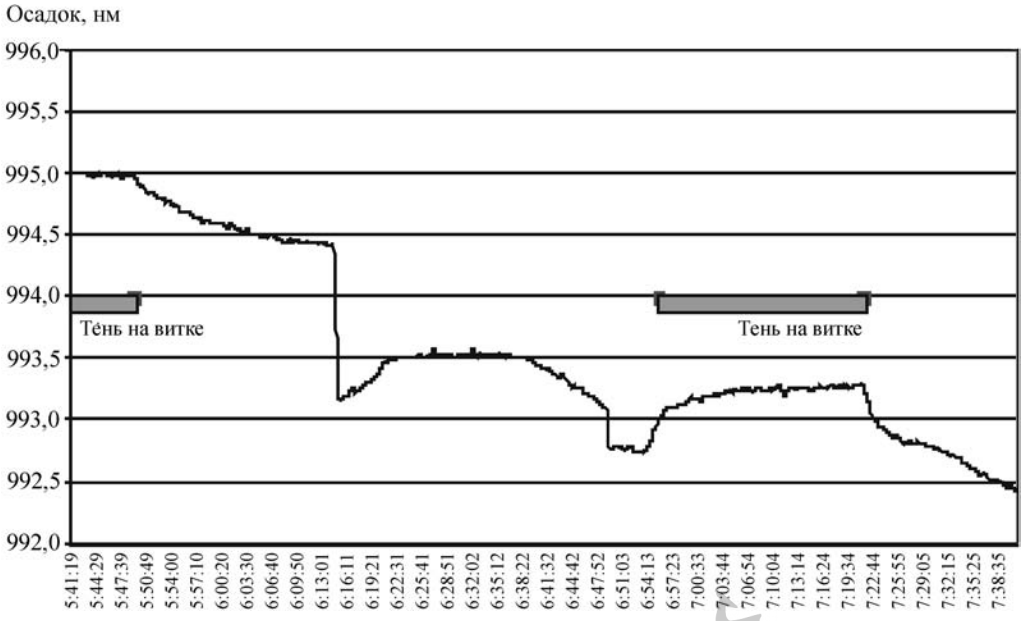


Рис. 3.10.14. Изменение осаждения загрязнений в течение витка 17.05.97

рядный измеритель плотности инверсно-магнетронного типа.

В соответствии с программой полета приборы СКДСА включаются примерно через 9...10 ч после старта с Земли.

Наземная градуировка СКДСА проводится по воздуху. Сравнительные измерения давления, проведенные в наземных условиях в барокамере прибором СКДСА и датчиками давления, имеющими известную зависи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мость от состава газа, показали, что существует зависимость показаний СКДСА от состава газа. Неучет такой зависимости дает завышение показаний уровня давления по сравнению с истинным в случае, если в составе собственной атмосферы начинают преобладать молекулы или атомы с молекулярным весом больше 100.

Для корректного исследования таких зависимостей целесообразно включение в состав аппаратуры контроля разреженной газовой среды в *негерметичном отсеке* (*НГО*) масс-спектрометра. При указании измеренных уровней давления везде предполагается, что данные соответствуют градуировочной характеристике прибора СКДСА по воздуху.

Результаты измерений

Результаты измерений с использованием СКДСА демонстрируются на примере измерений давления в НГО двух спутников связи «Ямал 200» — КА-1 и КА-2.

На момент первого включения приборов СКДСА примерно через 9 ч после старта уровень давления внутри НГО КА-1 и КА-2 составил $7{,}4 \cdot 10^{-2}$ Па, $6 \cdot 10^{-2}$ Па соответственно через ~10 ч после старта. Начальные измерения давления проведены в отсутствии работы двигателей, в фоновых условиях.

Изменения давления внутри НГО обоих КА за первые двое суток полета представлены на рис. 3.10.15. Отмечающееся снижение уровня давления обусловлено постепенным уменьшением газовыделения материалов покрытий. В течение периода времени от 10 до 72 ч при выключенных двигателях зависимость величины внутреннего давления от времени близка к степенной функции вида

$$P(t,\ 4 < t < 72) \approx P_0 t^{-\chi}, \qquad (3.10.1)$$

где P — давление; t — время, ч; P_0 — начальный уровень давления; χ — показатель степени, немного больший 1.

В течение периода с четвертых по 14-е сутки после выведения КА изменение давления при выключенных двигателях близко к экспоненциальному закону вида $P(t,\ 96 < t < 336) \approx \approx \exp(-t/t_{хар})$, где $t_{хар} \approx 70$ ч — характерное время.

Наблюдается небольшое отличие в характерном времени для двух КА, что объясняется различным составом установленной на них аппаратуры.

В дальнейшем фоновое давление спадает более интенсивно, и через два месяца после выведения КА на геостационарную орбиту достигает нижней границы диапазона измерений прибора СКДСА (ниже $1{,}33 \cdot 10^{-5}$ Па).

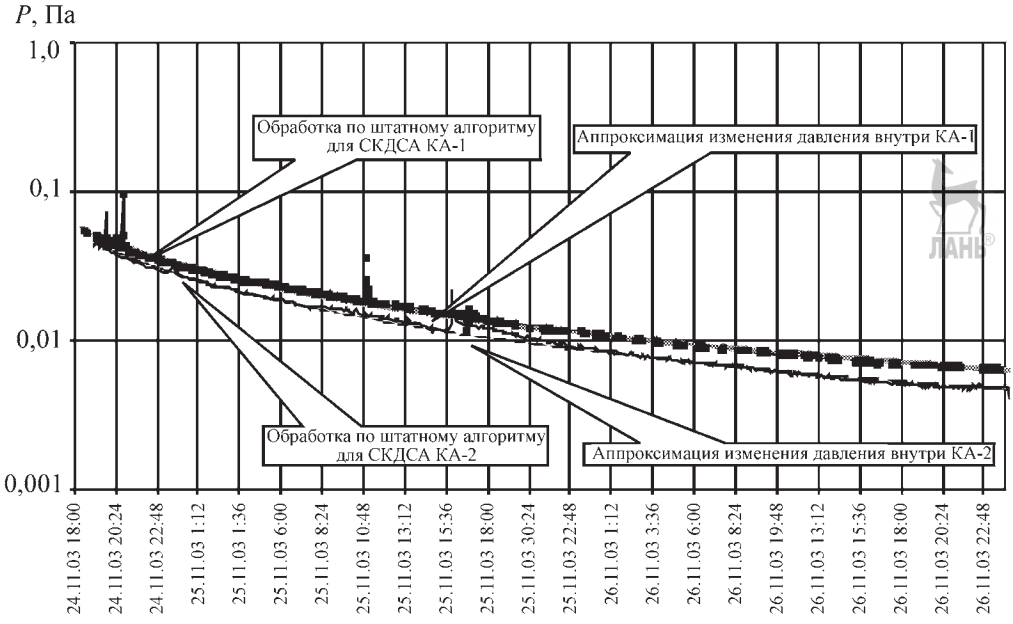


Рис. 3.10.15. Результаты измерений давления внутри НГО в первые дни после выведения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Наблюдается также кратковременное повышение давления внутри НГО при включении аппаратуры КА. Особенно это заметно на начальном этапе полета при первых включениях аппаратуры, что объясняется повышением скорости газовыделения конструкционных материалов аппаратуры при прогревании.

Изменение давления в НГО при работе газовых двигателей

При включении *газовых двигателей* (*ГД*) внутри НГО регистрируется заметное повышение уровня давления, что обосновано теоретически и зарегистрировано ранее в ходе проведения эксперимента «Астра-2» на ОК «Мир» (см. п. 3.10.1).

Наблюдается корреляция между величиной повышения давления и продолжительностью периода циклической работы ГД. На начальном этапе полета наибольший зафиксированный уровень давления внутри НГО при работе ГД составляет $1{,}3 \cdot 10^{-1}$ Па (рис. 3.10.16).

По мере возрастания времени пребывания КА на геостационарной орбите происходит существенное снижение максимального уровня повышения давления при включении ГД по сравнению с начальным периодом эксплуатации КА, так как для конструкции данных аппаратов основной причиной возрастания давления в негерметичных отсеках при работе ГД являются возвратные потоки, формирующиеся при взаимодействии струй двигателей и СВА, а не потоки, отраженные от элементов конструкции КА. В результате снижения плотности СВА за времена пребывания на геостационарной орбите уменьшается и интенсивность возвратных потоков.

При увеличении частоты опроса прибора СКДСА (режим «микроскоп») удается зафиксировать циклический процесс изменения давления внутри НГО при импульсном включении ГД через четыре месяца после выведения аппарата, когда фоновое давление внутри НГО находится на нижнем диапазоне измерений прибора СКДСА.

На рис. 3.10.17 показано изменение давления внутри НГО, полученное с частотой опроса 2 Гц, длительность импульса ГД составляет 0,2 с. Максимальное зарегистрированное значение давления при включении двигателей составляет $4 \cdot 10^{-4}$ Па.

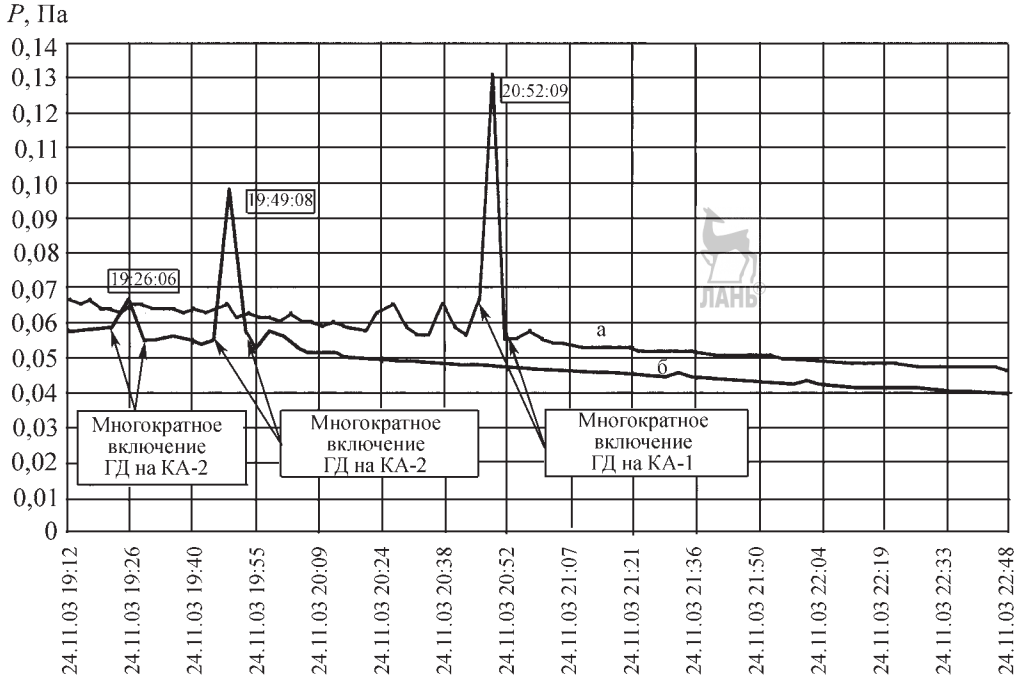


Рис. 3.10.16. Результаты измерений давления внутри НГО аппаратов при включении газовых двигателей в первые дни после выведения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

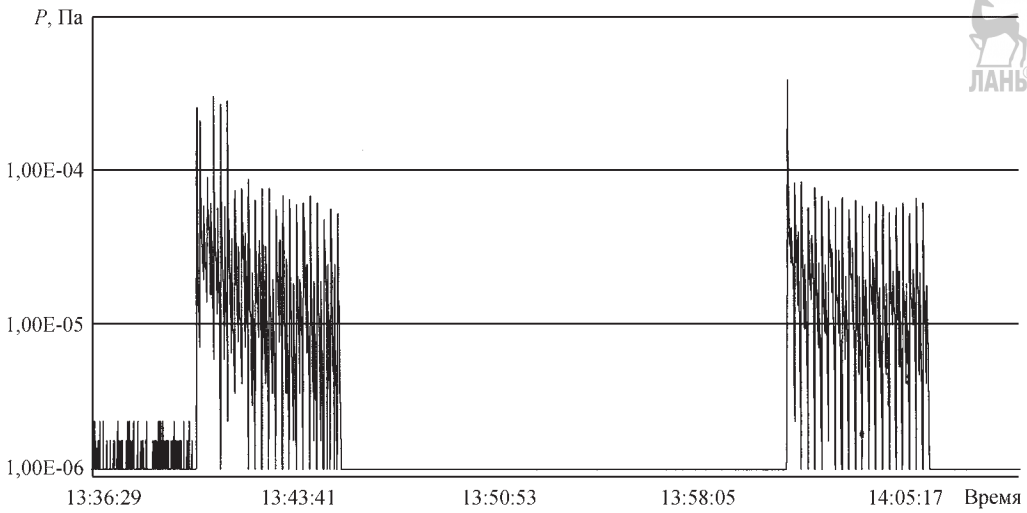


Рис. 3.10.17. Результаты измерений давления внутри НГО при включении газовых двигателей через четыре месяца после выведения

Глава 3.11

ЗАГРЯЗНЕНИЕ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И МЕТОДЫ ЕГО УМЕНЬШЕНИЯ

3.11.1. ИСТОЧНИКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для обеспечения надежной работы приборов и систем КА необходимо иметь представление об условиях окружающей среды, в которой им предстоит работать, изменении ее свойств, возникающих в процессе эксплуатации. Одним из факторов, влияющих на работоспособность систем, является изменение свойств поверхностей, связанное с загрязнением. Особенно критичны к загрязнению терморегулирующие поверхности и оптические системы.

Загрязнение поверхностей КА и ОС вызвано несколькими источниками, основными из которых являются:

1. Газовыделение конструкционных материалов.
2. Выбросы дренажных систем.
3. Работа ЖРД.
4. Распыление конструкционных материалов.

Как правило, для околоземных ОС и стыкующихся к ним кораблей главные факторы — первые три источника, а для геостационарных спутников, оснащенных электрореактивными двигателями, влияние распыления конструкционных материалов становится таким же значимым, как и газовыделение материалов.

Для уменьшения загрязнения на современных КА разрабатывается целая программа: создаются стандарты для выбора материалов, устанавливаются специальные требования к дренажным системам, проектируются устройства для минимизации загрязнений от ЖРД.

3.11.2. ЗАГРЯЗНЕНИЕ ОТ ГАЗОВЫДЕЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Загрязнения внешних поверхностей КА, связанное с газовыделением материалов, неоднократно фиксировались при проведении визуального осмотра и фотографировании. Распределение загрязнения по поверхности крайне неравномерно. Как правило, они регистрируются вблизи зазоров в ЭВТИ в виде желтоватого налета и обусловлены молекулярными потоками из пространства между ЭВТИ и корпусом (рис. 3.11.1).

Загрязнению подвергаются чаще поверхности, находящиеся в прямой видимости источника загрязнения. Характер осаждения загрязнения на неровной поверхности говорит о том, что перенос их происходит в свободномолекулярном режиме по диффузному закону, что хорошо иллюстрируется на примере загрязнения, выявленного на модуле «Заря»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

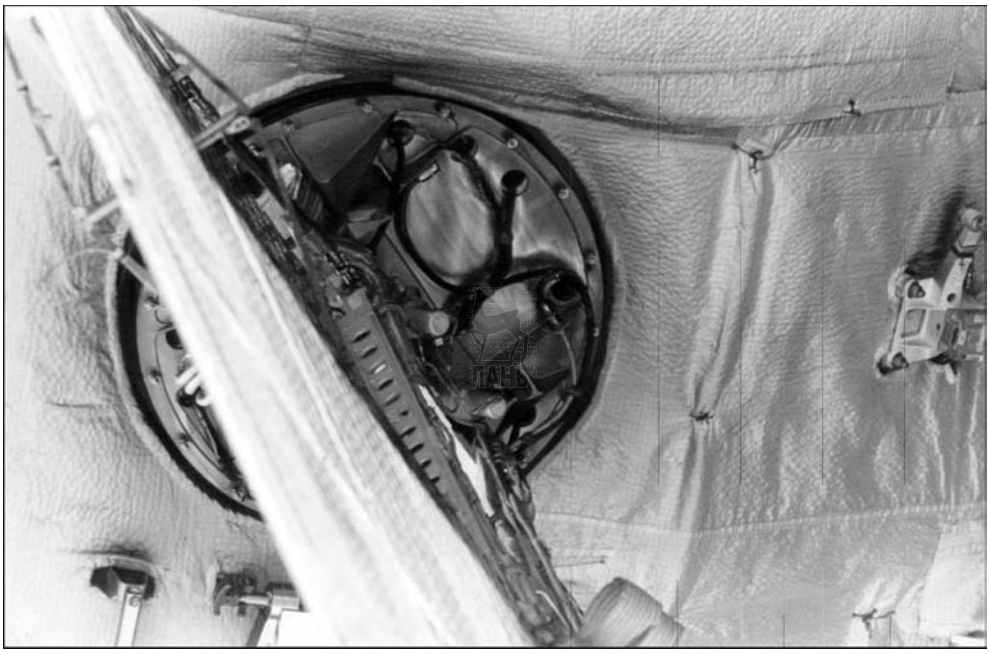


Рис. 3.11.1. Загрязнение на модуле «Спектр» ОС «Мир»

МКС (рис. 3.11.2) и расположенного вблизи выходов газов из-под ЭВТИ. Фотография сделана во время экспедиции STS-98 корабля «Спейс Шаттл Атлантис».

Загрязнение от выбросов дренажных систем

Выбросы из дренажных систем также могут приводить к появлению загрязнения на поверхностях, прилегающих к штуцерам сброса и находящихся в поле струи, что наглядно отражено на рис. 3.11.3. Данное загрязнение связано с выбросами систем жизнеобеспечения на СМ МКС. При штатном истечении через штуцеры сбрасываются только газы и небольшое количество паров воды, но при нештатной работе произошел выброс адсорбента и потемнение прилегающих поверхностей.

Помимо выброса газов на ОС и кораблях производится выброс жидкостей в вакуум.Так, на МКС производятся штатные процедуры сброса отработанной воды с американского сегмента и ОК «Шаттл», а на российском сегменте — продувка остатков топлива из магистралей дозаправки. Указанные жидкости, попадая на поверхности, могут вызывать загрязнение из-за наличия в них посторонних веществ.

В процессе выброса жидкостей в вакуум формируется сложная многофазная газопаро-жидкостная струя. Структура такой струи изучается теоретически, но в связи со сложностью процессов основное внимание уделяется экспериментальным методам исследования, в наземных условиях — в барокамерах. В случае сброса компонент топлива эксперименты производятся на модельных жидкостях, имеющих физико-химические свойства, близкие к натурным.

Основная цель исследования — получение углового осредненного распределения жидкой фракции, размеров и скоростей капель, образующихся в процессе сброса, и определение необходимости установки защитных устройств.

Анализ выполненных наземных исследований и результатов видеосъемок в условиях орбитального полета на МКС и ОК «Шаттл» показывает, что в процессе выброса жидкости в вакуум можно выделить два режима течения, отличающихся различной устойчивостью струи и угловым распределением разлета капель.

В начале (или в конце) сброса в вакуум жидкость «взрывается» вблизи выходного отверстия с образованием паро-газо-капельного широкого факела с выделенным вперед направлением. Капли разлетаются во все

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

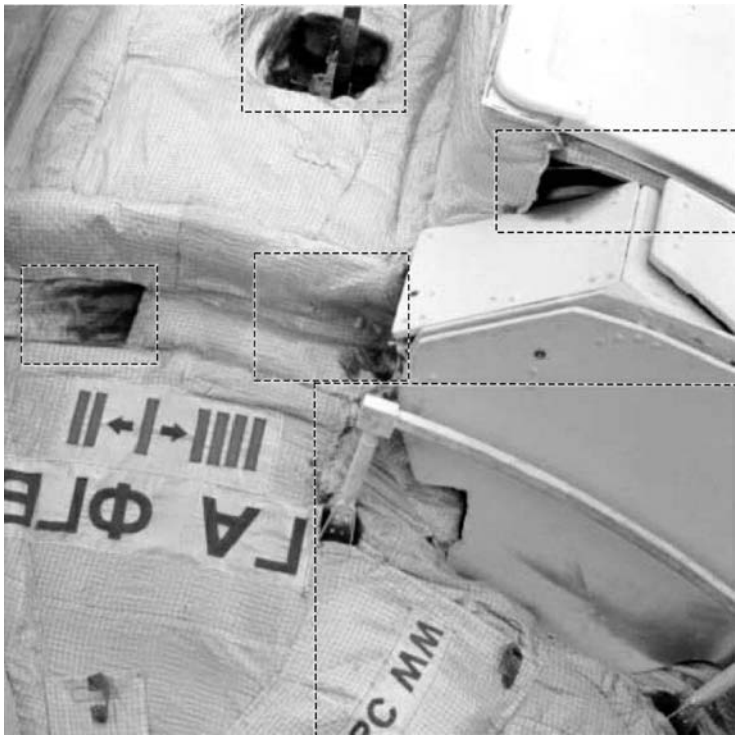


Рис. 3.11.2. Загрязнение поверхности модуля «Заря». Фотография сделана во время полета ОК «Шаттл»

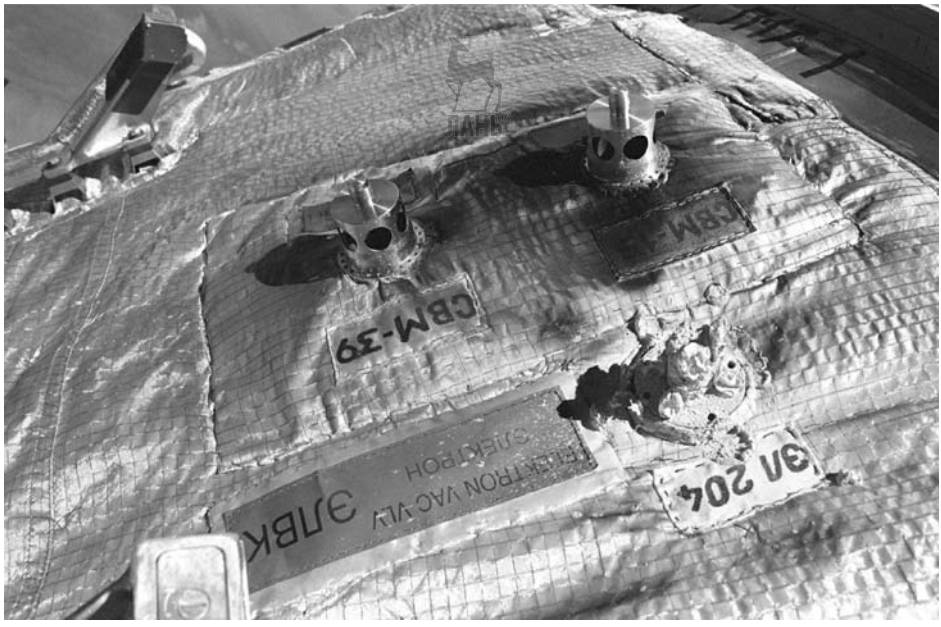


Рис. 3.11.3. Загрязнение около штуцеров системы жизнеобеспечения на служебном модуле МКС

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

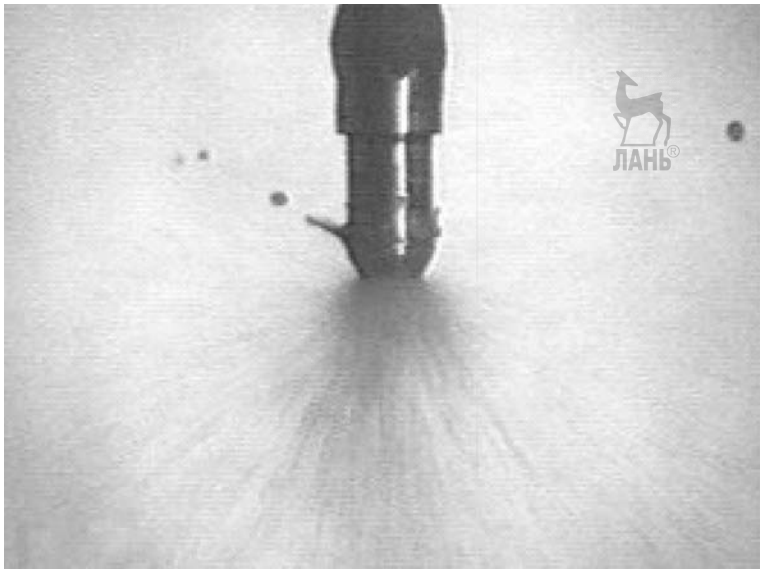
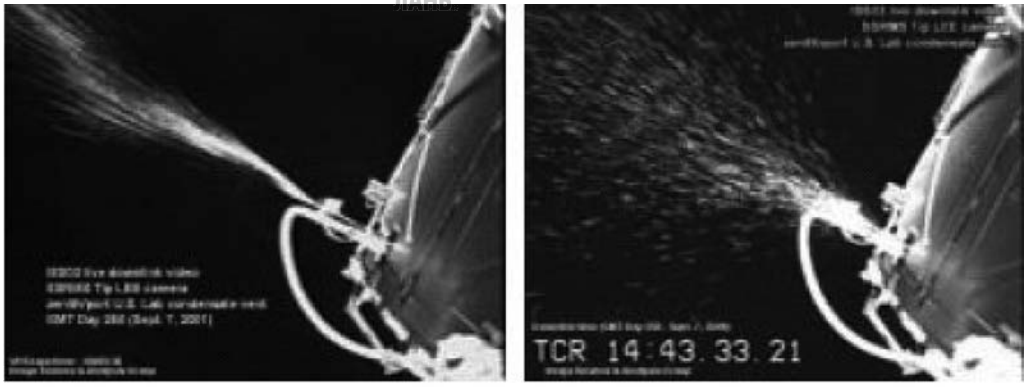


Рис. 3.11.4. Сброс жидкости в вакуум. Данные наземных испытаний в барокамере «Викинг» ИТФ СО РАН

стороны, в том числе в направлении, обратном выбросу (рис. 3.11.4). За первой стадией следует вторая, с более стабильным течением, с меньшим угловым разлетом капель, главным образом, срывающихся с выходной кромки.

Размеры капель и скорость их движения определяются диаметром выходного отверстия и динамическими условиями истечения. Скорости движения капель находятся в диапазоне от 0,3 до 30 м/с, размеры достигают нескольких миллиметров в диаметре. В условиях космического пространства капли быстро замерзают и могут в течение длительного времени (до нескольких часов) двигаться в атмосфере, медленно сублимируя.

На рис. 3.11.5 представлена иллюстрация сброса воды с американского модуля LAB. Видеосъемка выполена в условиях орбитального полета.



а) *б*)

Рис. 3.11.5. Сброс воды с американского модуля LAB. Стабильная (*а*) и конечная (*б*) стадии сброса. Видеосъемка выполнена в условиях орбитального полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

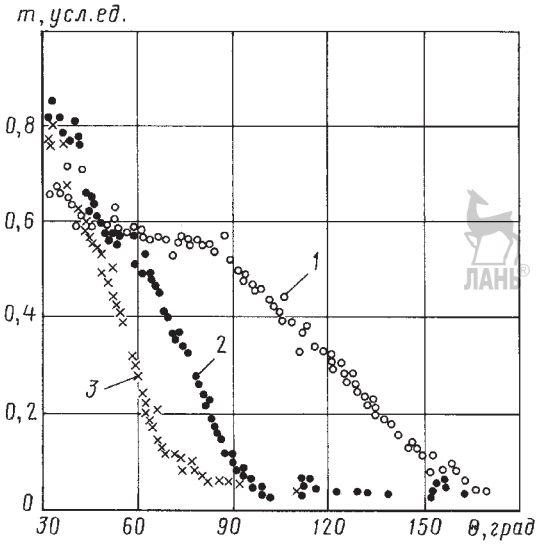


Рис. 3.11.6. Влияние защитных экранов на угловое распределение жидкой фракции в струе модельной жидкости (фреон):
1 — конический патрубок без экрана; *2* — конический патрубок с одним экраном; *3* — конический патрубок с двумя экранами

В целях уменьшения загрязняющего воздействия, обусловленного попаданием капель на поверхность аппарата, с которого производится выброс, и для формирования более узконаправленной струи на некоторых штуцерах сброса жидкостей устанавливаются защитные устройства — экраны, уменьшающие угол разлета капель. Конструкция экранов разрабатывается, исходя из параметров истечения и свойств жидкостей. На рис. 3.11.6 представлены данные по влиянию экранов на угловое распределение жидкой фракции в струе.

Анализ видеосъемки выброса конденсата из модуля LAB и выводы из увиденного

Видеозапись выброса из американского модуля LAB, входящего в состав МКС, выполнена 7.09.2001 в ходе эксперимента SDTO (*Station Detailed Test Objective*) 16004-A. Выброс проводился одновременно из двух дренажных отверстий, расположенных вблизи торцевой поверхности модуля. Зафиксированы начальная, установившаяся и конечная стадии выброса. Структура струи и размерность частиц на этих стадиях существенно различны.

В *установившейся стадии* полураствор струи близок к прогнозируемому и не превышает 10°, при этом заметны колебания струи в поперечном направлении. В *начальной и конечной стадиях* наблюдается большое количество частиц с углами разлета от оси выброса до 90°, размер некоторых частиц по визуальной оценке заметно превышает 1 мм.

В отдельные моменты происходит взрывной плотный выброс частиц льда, обусловленный образованием пробок в магистралях. Наблюдается попадание частиц и появление бликов на снимающей камере. Некоторые частицы дрейфуют вдоль конструкции МКС уже после столкновения с ее элементами и друг с другом.

Выводы:

1. Большое количество крупных частиц, движущихся в непосредственной близости от конструкций станции, свидетельствует о достаточно большой вероятности их попадания на оптические поверхности уже в процессе выброса и в дальнейшем. Вероятность практически не зависит от ориентации станции.

2. Фактические размеры частиц и разброс направления их выброса превышает данные, полученные для выброса отработанной воды с ОК «Шаттл». Результатом такого превышения является возможность возвращения к станции отброшенных частиц даже при существующих параметрах атмосферы (F10,7 ~ ~ 150, H ~ 400 км).

3. Полную гарантию несоударения со станцией частиц, отброшенных от нее, может дать только ориентация оси отброшенной струи, близкой к направлению «на торможение».

4. Вероятность соударения уменьшается, если ориентация оси струи нормальна орбитальной плоскости станции.

3.11.3. ЗАГРЯЗНЯЮЩЕЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Основными исполнительными органами систем ориентации и маневров ОС, КА и верхних ступеней ракет являются *жидкостные ракетные двигатели малой тяги* (*ЖРДМТ*). К этому классу отнесены двигатели с тяговыми параметрами от 5 до 4 000 Н.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Работа двигателей малой тяги сопровождается выбросами *продуктов неполного сгорания* (*ПНС*) компонентов топлива, масса которых по разным источникам в зависимости от длительности импульса определяется величиной ~1...10 % от расхода топлива [1].

В отечественных двигателях в качестве компонентов топлива используются несимметричный диметилгидразин и азотный тетраксид, а в зарубежных — монометилгидразин и азотный тетраксид.

Расход топлива только на ориентацию ОС «Мир» за 12 лет эксплуатации составил ~30 т. А на МКС для управления ориентацией двигателями, установленными на *служебном модуле* (*СМ*) и кораблях «Прогресс», ежегодно расходуется от 1,6 до 5 т.

К особенностям работы ЖРДМТ, используемых в качестве двигателей ориентации на ОС «Мир» и МКС, относится преимущественно импульсный характер их работы. Типовые циклограммы работы двигателей ориентации при разворотах ОС и разгрузке силовых гироскопов содержат от 20 до 200 включений длительностью 100 мс каждый и несколько импульсов длительностью от 1 до 10 с.

Неполное сгорание топлива обусловлено самой конструкцией ЖРДМТ как способа предотвращения нагрева двигателя выше температуры, допустимой для материалов, используемых для изготовления камеры сгорания и сопла [2].

Выбросы ПНС вносят существенный вклад в формирование СВА вокруг КА. На фотографиях ОС «Мир», сделанных космонавтами, зафиксированы многочисленные зоны загрязнения, образованные выбросами из двигателей ориентации (рис. 3.11.7).

Осаждение ПНС на внешних поверхностях КА, таких как СБ, радиаторы систем терморегулирования, линзы и зеркала оптической аппаратуры, иллюминаторы, может существенно снизить их рабочие характеристики и ресурс работы. Данный фактор также значительно усложняет работу космонавтов в открытом космосе из-за риска загрязнения элементов скафандров с последующим внесением высокотоксичных ПНС в обитаемые отсеки (рис. 3.11.8).

Зоны выбросов капель ПНС из сопел ЖРДМТ показаны на рис. 3.11.9 и 3.11.10.

Зона *1* ограничена конической поверхностью с полууглом α_1 ~ 15...25°. Размеры капель (диаметр) в центральной части струи составляют от 1 до 25...40 мкм.

В зону *2* вылетают капли, срывающиеся с кромки сопла, ее границы определяются зна-

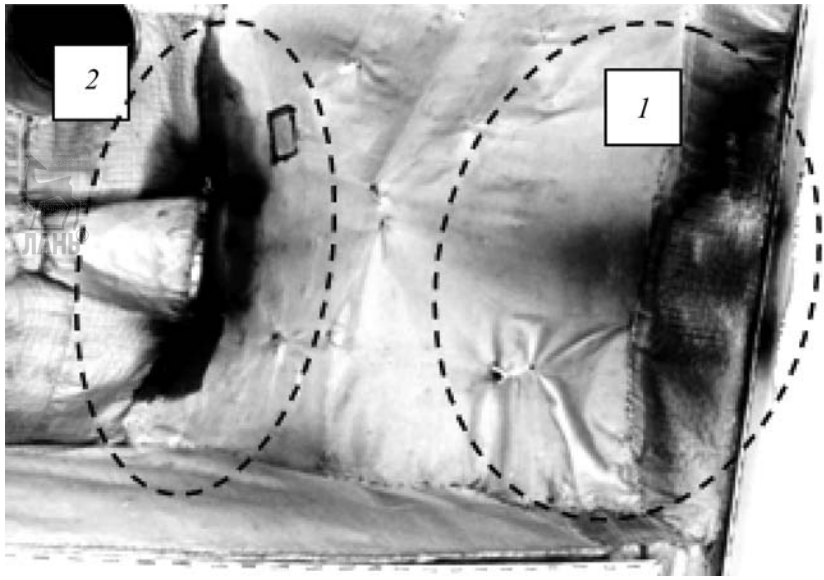


Рис. 3.11.7. Загрязнение поверхности модуля «Квант» на ОС «Мир» выбросами ПНС из ЖРДМТ:
1 — центральная (приосевая) зона; *2* — периферийная зона

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

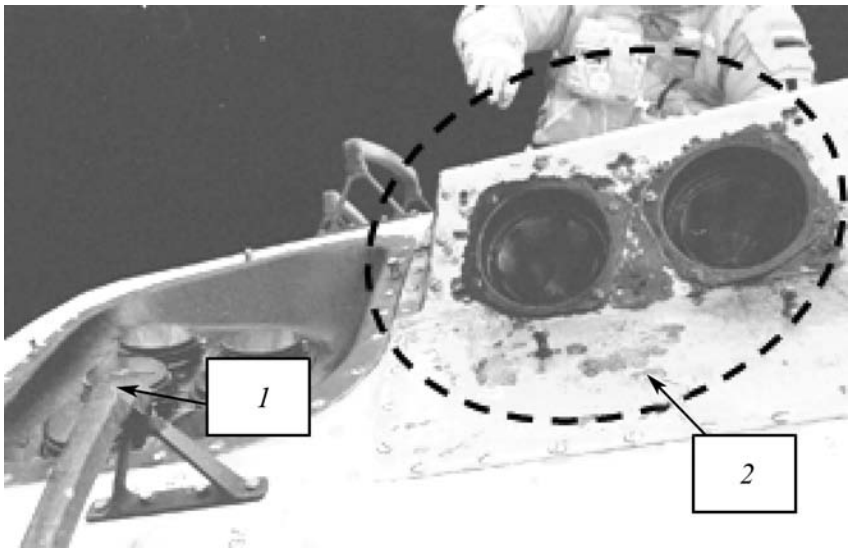


Рис. 3.11.8. Загрязнение в зонах работы космонавтов на СМ МКС:
1 — осадок ПНС на поверхности поручня; *2* — осадки ПНС на экране блока двигателей крена

чениями углов $\alpha_2 = \sim 40°$ и $\alpha_3 > 90...150°$. Размеры капель в этой зоне определяются диапазоном от 1 до 100 мкм, отдельные капли могут достигать размеров ~3 мм [3].

В зоне *3* капли отсутствуют или их количество во много раз меньше, чем в остальном пространстве.

Суммарное за цикл работы двигателя распределение интенсивности потока ПНС по углу θ сферической системы координат, связанной с центром среза сопла, при $R = \text{const}$ (рис. 3.11.9) и его составляющие части показаны на рис. 3.11.10.

Первичный поток капель образуется в камере сгорания в основном на этапах запуска и останова ЖРДМТ. Характеристики данного потока (размеры и количество капель) зависят от совершенства системы смесеобразования, времен выхода двигателя на стационарный режим работы и спада давления в *камере сгорания* (*КС*) после выключения.

В дозвуковой части сопла капли под действием сил аэродинамического сопротивления ускоряются в направлении критического сечения сопла.

Часть капель, увлекаемых потоком газовой фазы, пролетает сквозь критическое сече-

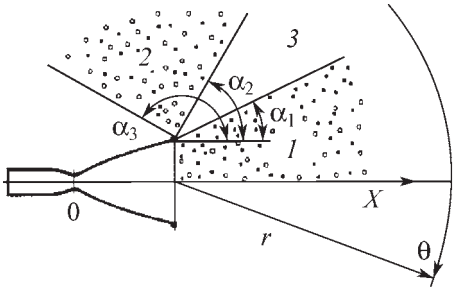


Рис. 3.11.9. Зоны выбросов капель ПНС из сопла

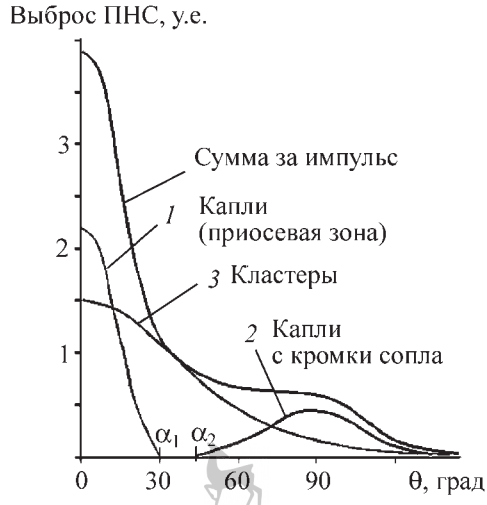


Рис. 3.11.10. Распределение ПНС в струе

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ние и вылетает в сверхзвуковую зону сопла. За его срезом поток вылетает в приосевую зону струи (зона *1*).

Остальные капли из образовавшихся в КС выпадают на стенке сужающейся дозвуковой части сопла и образуют пленку жидкости, которая под действием силы трения газового потока двигается в направлении критического сечения и далее к кромке сопла, где распадается на капли, вылетающие в зону *2*.

На всех этапах работы двигателей ориентации (запуск, стационарный режим и останов) образуются многомолекулярные кластеры ПНС. Угловое распределение потока кластерной фазы имеет вид, сходный с функцией распределения потока газовой фазы.

Величина вклада кластерной фракции ПНС в суммарное распределение линейно зависит от длительности импульса и может достигать 1,5...2 % от расхода топлива.

Вид суммарной функции распределения ПНС по углу θ зависит от длительности импульса ЖРДМТ [2]. При малых длительностях работы dt ~ 25...50 мс вклад кластерной фазы в суммарное распределение достаточно мал, и результирующая функция будет иметь локальный максимум при значениях θ ~ 80...120°, определяемый величиной потока капель ПНС, прилетевших в эту зону с кромки сопла. При увеличении времени работы двигателя до значений ~0,2...0,3 с вклад кластеров становится более заметным, а локальный максимум суммарного распределения в зоне *2* вырождается [4].

Решение проблемы, связанной с загрязнением элементов КА выбросами ПНС, обеспечивается разработкой методов расчета количественных параметров выбросов ПНС из ЖРДМТ и модели динамики испарения их осадков в условиях орбитального полета [5], а также способов экранирования приборов служебного и научного назначения и зон работы космонавтов от выбросов ПНС из сопел двигателей ориентации с использованием газодинамических защитных устройств [4, 6, 7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Rebrov S., Gerasimov Yu.** Investigation of the Contamination Properties of Bipropellant Thrusters. // 35th AIAA Thermophysics Conf. June 2001. Anaheim, CA. Part 1. P. 2001–2818.

2. **Герасимов Ю.И.** Параметры капель продуктов неполного сгорания в соплах жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Химическая физика. 2006. Т. 25. № 11. С. 25–34.

3. **Герасимов Ю.И., Крылов А.Н., Соколова С.П., Ярыгин В.Н. и др.** Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. Натурные эксперименты // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 4. С. 575–586.

4. **Герасимов Ю.И., Крылов А.Н., Ярыгин В.Н., Приходько В.Г., Ярыгин И.В.** Моделирование в вакуумных камерах процессов внешнего загрязнения Международной космической станции струями двигателей ориентации // Химическая физика. 2006. Т. 25. № 11. С. 35–47.

5. **Герасимов Ю.И.** Динамика испарения осадков продуктов неполного сгорания топлива жидкостных ракетных двигателей при эксплуатации орбитальных станций // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 4 (33). С. 151–158.

6. **Герасимов Ю.И., Мишина Л.В., Приходько В.Г., Ярыгин В.Н.** Способ защиты поверхности космического аппарата от загрязнений, образующихся при дренаже гидравлических магистралей и работе реактивных двигателей, и устройств для его осуществления / Пат. RU № 2149807. МПК B64G1/52. Опубл. 27.05.2000.

7. **Поскачеев Ю.Д., Ребров С.Г., Герасимов Ю.И.** Управляющая двигательная установка космических аппаратов и станций с ракетными двигателями малой тяги / Пат. RU № 2111904. МПК B64G1/52. Опубл. 27.05.98.

3.11.4. ЗАГРЯЗНЕНИЕ ПОВЕРХНОСТЕЙ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ ОТ РАСПЫЛЕНИЯ МАТЕРИАЛОВ НАРУЖНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПРИ РАБОТЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В последнее время для решения задачи управления движением геостационарных спутников связи активно применяются электрореактивные *стационарные плазменные двигатели* (*СПД*).

В качестве рабочего тела в двигателях используется ксенон (M_{Xe} = 131). Струи двигателей характеризуются высокой скоростью ионов (до 20 км/с), характерным «узким» распределением плотности и большой кинетической энергией ионов (рис. 3.11.11). С использованием СПД при проектировании КА возникли новые вопросы, среди которых важную роль играет оценка распыления материалов элементов конструкции КА струей плазменного двигателя и последующее загрязнение чувствительных элементов КА.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

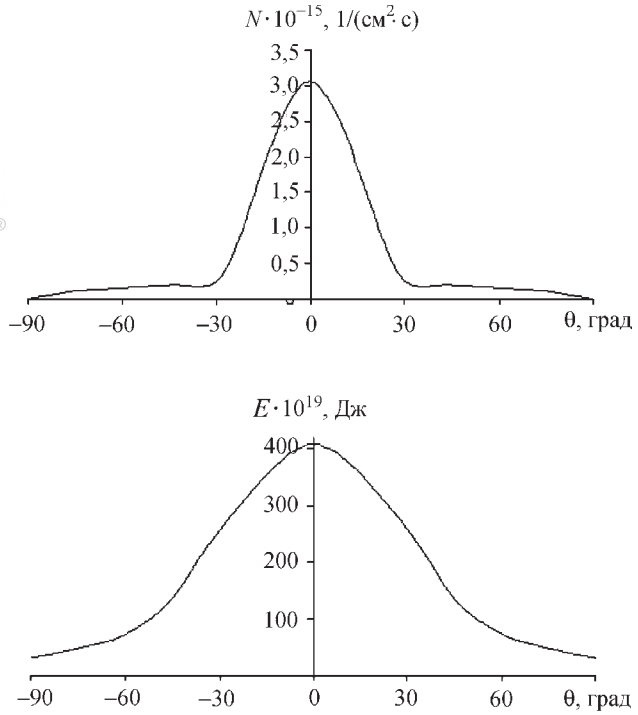


Рис. 3.11.11. Угловая зависимость плотности потока ионов и средней кинетической энергии иона в струе двигателя СПД70 на расстоянии 1 м:
азимутальный угол θ считывается от центра среза сопла

Для определения плотности струи на других расстояниях R от среза сопла разработчики СПД предлагают использовать аппроксимации вида:

$$N(R, \theta) = N(R, \theta)/R^2, \qquad (3.11.1)$$

где $N(R, \theta)$ — плотность на расстоянии R; R — расстояние в метрах; $N(R, \theta)$ — плотность на расстоянии 1 м, полученная по результатам испытаний; θ – угол от оси двигателя.

По угловому распределению энергии и концентрации ионов можно определить величину распыления материала, попадающего в зону распространения струи. Детальные расчеты взаимодействия с конструкционными материалами решаются численно с учетом плотности струи, энергии, угла от оси двигателя, угла падения на поверхность.

Для расчета распыления используется следующая методика:

• определяется коэффициент распыления $K_р$, атом/ион, равный количеству атомов вещества, распыляемого при попадании иона на поверхность. Для каждого материала $K_р$ является функцией энергии иона и угла его падения на поверхность;

• рассчитывается количество атомов вещества, распыленных с 1 см^2 за время t, по формуле

$$N = K_р q t, \qquad (3.11.2)$$

где q — плотность потока ионов, т.е. количество ионов, попадающих на 1 см^2 в единицу времени t;

• толщина слоя материала, распыляемого за время t, определяется по формуле

$$\delta(t) = (N м_i)/\rho\ , \qquad (3.11.3)$$

где $м_i$ — масса иона, г; ρ — плотность распыляемого материала, г/см^3.

Коэффициенты распыления $K_р$ определяются экспериментально и сильно варьируются в зависимости от материала. Для всех материалов наблюдается их возрастание с увеличением энергии иона ксенона и почти трехкратное возрастание на скользящих уг-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

лах падения (от 60 до 80°) по сравнению со значением при нормальном падении иона на поверхность.

Оценка загрязнения чувствительных поверхностей от распыления материалов проводится по методике, аналогичной оценке загрязнения от газовыделения (см. разд. 3.9.1) в предположении, что распыленные частицы разлетаются диффузно.

Глава 3.12

АЭРОГАЗОДИНАМИКА СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

Начиная с 60-х годов прошлого века на смену аппаратам, возвращаемым с околоземной орбиты, типа «Восток» и «Восход» стали создавать *спускаемые аппараты* (*СА*) с аэродинамическим качеством. По сравнению с кораблями «Восток» они обеспечивают управляемое движение и более комфортабельные условия возвращения на Землю самих СА и их экипажей. В зависимости от конфигурации СА гиперзвуковое аэродинамическое качество K может меняться в диапазоне от K ≈ 0,3 (СА «Союз» и «Аполлон») до K ≈ 1,0 (ОК «Буран») на балансировочном угле атаки ($\alpha_{бал}$ = (20 ± 5)° — для СА «Союз», $\alpha_{бал}$ ≈ 35° для ОК «Буран»).

При создании таких аппаратов возникает ряд проблем, обусловленных сложностью процессов обтекания и недостаточностью как теоретических, так и прикладных исследований их аэрогазодинамики на всех режимах полета, в том числе при гиперзвуковых скоростях.

Спускаемый аппарат, войдя в плотные слои атмосферы Земли с числом Маха M_∞ > > 25, гасит свою скорость, перемещаясь из менее плотных слоев атмосферы в более плотные. В результате, его возвращение на Землю проходит в широком диапазоне начальных условий, причем на больших высотах (имеются в виду высоты *H*, начиная с которых оказывается справедливой концепция сплошной среды) имеет место сочетание больших чисел M_∞ и малых чисел Рейнольдса Re, т.е. аппарат обтекается высокотемпературным потоком вязкого газа. При проведении аэрогазодинамических исследований в наземных установках такой диапазон натурных условий может моделироваться по всей совокупности параметров подобия только для до- и трансзвуковых, а также для средних сверхзвуковых режимов полета аппарата.

Для исключения систематических ошибок практикуется, по возможности, проведение испытаний одной и той же модели в разных установках нескольких организаций и различных, в том числе разномасштабных, моделей в одной и той же установке. Случайные погрешности, свойственные испытаниям моделей, в АДТ, определяются путем проведения многократных испытаний. По ряду аэродинамических характеристик при переносе результатов испытания моделей в наземных установках на натурные условия полета используются данные, получаемые при сбросе крупномасштабных моделей или макетов СА с самолетов.

В высокотемпературном воздухе, обтекающем аппарат на гиперзвуковых режимах полета (M_∞ > 6), имеют место различные, по разному энергопотребляющие, физико-химические процессы: возбуждение колебательных степеней свободы молекул кислорода и азота, их диссоциация, ионизация молекул и атомов, причем каждый из данных процессов доминирует в определенном диапазоне температур.

В частности, результаты численных расчетов, проведенных при M_∞ > 10 с учетом предположения их полностью равновесного характера, свидетельствуют, что за сильными ударными волнами в атмосфере Земли реализуются течения смеси газов, состоящей не только из молекул кислорода и азота, но и их атомов а при температуре выше 6000 K еще и их ионов, таким образом воздух превращается в несовершенный газ с переменным отношением удельных теплоемкостей γ, величина которой тем более отлична от 1,4, чем больше M_∞.

Известно, что названные процессы, возникая непосредственно за фронтом ударной волны при $M_\infty \geq 6$, приходят в равновесие не мгновенно, а с конечными, характерными для каждого из них и для каждой *i*-й компоненты образующейся смеси газов, временами релаксации τ_{pi}, которые зависят, в основном, от реализуемых за фронтом температуры газа и его плотности.

Данная ситуация происходит из-за того, что заранее не известно соотношение между τ_{pi} и $\tau_п$ — временем пребывания компонент данной смеси газов в той части обтекающего

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

аппарат потока, которая контактирует с ним. Если в этой части потока для всех τ_{pi} имеет место соотношение $\tau_{pi} > \tau_{п}$, то можно пренебречь влиянием физико-химических процессов на аэрогазодинамику СА. В противном случае становится необходимым учет такого влияния, причем в настоящее время он может быть осуществлен только расчетным путем.

Пример таких исследований — определение аэродинамических характеристик СА «Союз» на гиперзвуковом участке полета.

Для решения данной задачи проведены численные расчеты осесимметричного обтекания невязким воздухом семейства тел сегментально-конической формы с радиусом лобового сферического сегмента $R_0 = 2$ м, с положительными и отрицательными углами θ_s бокового конуса при числах $M_\infty \geq 15$ при соответствующих им данным M_∞ по траектории полета СА «Союз» в атмосфере Земли на высотах H. Расчеты проведены с учетом физико-химических процессов при использовании наиболее приемлемой и физически обоснованной для данного диапазона чисел M_∞ и высот H кинетической модели химически релаксирующего (неравновесного) воздуха в предположении равновесия по колебательным степеням свободы его молекул и отсутствия (замороженности) ионизации его компонент. При расчетах использовалась вторая схема метода интегральных соотношений и метод характеристик для до-, трансзвуковой области течения (зоны влияния затупления) и сверхзвуковой его области соответственно.

На основании результатов расчетов сделано два вывода. Во-первых, в обтекающем лобовую поверхность СА «Союз» потоке время релаксации процессов диссоциации, распада на атомы атмосферных молекул воздуха, начиная с высоты $H \approx 70$ км заметно меньше, а с высоты $H \approx 60$ км намного меньше времени их пребывания в этой части потока, и, таким образом, здесь имеет место течение околоравновесного газа. Во-вторых, в обтекающем боковую поверхность СА «Союз» потоке время релаксации процессов рекомбинации, воссоединения атомов в молекулы, происходящего из-за понижения температуры, на всех высотах намного больше времени их пребывания в этой части потока и, следовательно, здесь имеет место течение замороженного газа.

Наличие таких течений, как свидетельствуют результаты расчетов, приводят при гиперзвуковых режимах полета данного СА к заметному увеличению давления в точке торможения потока на лобовой поверхности аппарата и перераспределению давления на ней и к значительному падению и изменению распределения давления на боковой поверхности аппарата по сравнению с режимом, реализуемым при $M_\infty = 6$.

В целом, данные результаты и выводы стали обоснованием необходимости учета влияния физико-химических процессов при определении аэрогазодинамических характеристик СА «Союз», возвращаемого на Землю с околоземной орбиты и после полета к Луне.

Оптимальным, с точки зрения практического учета данного фактора, является определение значения каждой из используемых в этом расчете аэродинамических характеристик СА в виде суммы двух величин — ее значения при «опорном» $(M_\infty)_0 = 6$ и значения поправки «на физико-химию, зависящего от числа M_∞ и высоты H полета.

Для траекторных параметров M_∞ и H СА «Союз» и ряд углов его атаки α_i рассчитаны «поправки на физико-химию», значения которых для коэффициентов нормальной c_y и продольной c_x сил, а также коэффициента c_d центра давления данного аппарата и его аэродинамического качества K приведены в табл. 3.12.1 (при положительных углах атаки значение аэродинамического качества СА «Союз» отрицательно).

Несомненный интерес представляют данные о влиянии физико-химических процессов на балансировочные характеристики данного аппарата. В табл. 3.12.2 представлены соответствующие указанным выше значениям Δc_y, Δc_x, Δc_d поправки «на физико-химию», а для балансировочных угла атаки и аэродинамического качества при $\alpha = \alpha_6$, рассчитанные применительно к СА «Союз» с одной из его центровок.

Данные табл. 3.12.1 и 3.12.2 свидетельствуют о том, что физико-химические процессы в воздухе приводят (в диапазонах чисел $M_\infty = 25...15$ и высот $H = 70...40$ км) к следующим изменениям в значениях аэродинамических характеристик СА «Союз» на режимах их полета с бóльшими по сравнению с режимом $M_\infty = 6$ числами Маха:

1. Коэффициент нормальной силы c_y существенно уменьшается, а продольной силы c_x

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3.12.1. Поправки к аэродинамическим коэффициентам СА «Союз» для учета физико-химических процессов

M_∞	H, км	$\alpha_i = 20°$				$\alpha_i = 15°$			
		Δc_y	Δc_x	Δc_d	ΔK	Δc_y	Δc_x	Δc_d	ΔK
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	40	–0,007	+0,033	+0,049	–0,008	–0,004	+0,041	+0,048	–0,006
	50	–0,010	+0,034	+0,056	–0,011	–0,006	+0,041	+0,055	–0,007
	60	–0,007	+0,031	+0,050	–0,008	–0,004	+0,038	+0,050	–0,005
20	50	–0,018	+0,037	+0,088	–0,017	–0,012	+0,044	+0,092	–0,012
	60	–0,015	+0,030	+0,089	–0,014	–0,011	+0,040	+0,094	–0,011
	70	–0,008	+0,031	+0,061	–0,008	–0,004	+0,040	+0,064	–0,006
25	50	–0,025	+0,032	+0,123	–0,022	–0,019	+0,041	+0,132	–0,017
	60	–0,026	+0,026	+0,140	–0,023	–0,021	+0,037	+0,156	–0,018
	70	–0,020	+0,029	+0,115	–0,018	–0,015	+0,039	+0,127	–0,014

3.12.2. Влияние физико-химических процессов на балансировочные характеристики СА «Союз»

M_∞	15			20			25		
H, км	40	50	60	50	60	70	50	60	70
$\Delta\alpha_б$	–1,27	–1,17	–1,42	–1,48	–2,05	–1,84	–1,95	–2,51	–2,46
$\Delta K_б$	+0,007	+0,003	+0,009	0,000	+0,010	+0,013	0,000	+0,007	+0,012

несколько увеличивается. В результате, при рассматриваемом угле атаки аппарата α_i его аэродинамическое качество K_i возрастает, причем чем выше M_∞, тем более значительно.

Уменьшение c_y обусловлено значительным падением давления с наветренной стороны боковой поверхности СА, увеличение c_x — небольшим ростом давления на его лобовой поверхности. В итоге повышение аэродинамического качества аппарата K_i при данном α_i обусловлено ростом аэродинамического качества его боковой части $K_{i\,бок}$, которое существенно превышает падение $K_{i\,лоб}$, аналогичной характеристики лобовой части СА.

2. Коэффициент центра давления c_d существенно увеличивается, смещаясь к корме аппарата, причем такое смещение, свидетельствующее о росте запаса статической устойчивости СА, тем больше, чем выше M_∞ .

Рост c_d обусловлен, главным образом, уменьшением и перераспределением давления на его боковой поверхности.

3. Балансировочный угол атаки $\alpha_б$ в зависимости от M_∞ и H оказывается меньше на 2,5...1° по сравнению с $(\alpha_б)_0$, который реализуется для той же центровки аппарата при $(M_\infty)_0 = 6$.

Уменьшение $\alpha_б$ обусловлено, в основном, изменением давления на его лобовой поверхности, которое выражается: во-первых, в более резком уменьшении здесь коэффициента давления с подветренной стороны; во-вторых, в увеличении этого коэффициента в точке полного торможения потока на лобовой поверхности; в-третьих, в смещении данной точки торможения к месту излома образующих поверхности аппарата на наветренной стороне. При проведении расчетов положение данной точки (в зависимости от M_∞ и α) определялось по результатам вычислений обтекания невязким совершенным газом с «эффективным» $\gamma < 1{,}4$ для гладких тел сегментальной формы в диапазоне $M_\infty = 30...15$ до $\alpha = 25°$ и с учетом экспериментальных данных по распределению давления на поверхности сферических сегментов в диапазоне $M_\infty = 2...6$ до $\alpha = 80°$.

4. Аэродинамическое качество $K_б$ при $\alpha_б$ в зависимости от M_∞ и H из-за влияния физико-химических процессов оказывается меньше на 0...0,013, по сравнению с $(K_б)_0$, которое реализуется при $(M_\infty)_0 = 6$. Вызываемое уменьшением $\alpha_б$ снижение аэродинамического качества СА компенсируется, больше чем

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

наполовину, тем ростом K, которое обусловлено влиянием физико-химических процессов на распределение давления по боковой поверхности аппарата (см. п. 1), поэтому снижение $K_б$, реализуемого при $M_\infty > 6$, относительно невелико.

Достоверность изложенных результатов и выводов подтверждена данными летного эксперимента, осуществленного на СА «Зонд-6».

Глава 3.13

ИССЛЕДОВАНИЯ РИСКА ПРОБОЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МИКРОМЕТЕОРОИДАМИ И ТЕХНОГЕННЫМИ ЧАСТИЦАМИ

Разработка современного космического проекта, например МКС, проводится в условиях, когда засоренность околоземного космического пространства достигла уровня, требующего учета дополнительного риска, вызываемого угрозой столкновения космической станции с частицами, имеющими техногенный характер происхождения. Результаты интенсивных исследований этой проблемы, проводимых как в отдельных странах, так и в рамках международных организаций, включая ООН, показывают, что угроза космонавтике от возрастающей засоренности околоземного космоса становится реальностью сегодняшнего дня. Объективные свидетельства — столкновения двух космических объектов, зарегистрированное в августе 1996 г. [1], и 10 февраля 2009 г. двух больших спутников: уже бездействовавшего российского спутника «Космос-2251» и американского спутника связи Iridium, работающего в глобальной телекоммуникационной сети вместе с другими аппаратами, принадлежащими компании Motorola.

Учитывая значительное увеличение размеров и времени функционирования МКС по сравнению с предшествующими пилотируемыми станциями, а также все возрастающие темпы засорения околоземного пространства, при проектировании станции предъявляются повышенные требования стойкости конструкции к высокоскоростному пробою гермооболочки станции, вызываемому ударами микрометеороидных и техногенных частиц. Если конструкция модулей орбитального комплекса «Мир» выдерживает удар алюминиевого шарика диаметром ~3 мм при скорости соударения ~6 км/с, то модули МКС должны выдерживать удар при размерах шарика 10...15 мм.

В НАСА, являющемся одним из основных участников работ по созданию МКС, сформировалась специализированная методика проектирования защитных экранов, базирующаяся на исследованиях физики высокоскоростного удара, изучении и моделировании орбитальной и техногенной среды, технологии конструирования экранов с экспериментальной отработкой на высокоскоростных ударных стендах.

Типовые экранные конструкции, разработанные в НАСА и используемые остальными международными партнерами на американском сегменте, имеют сложную структуру и включают многослойные экраны из металлических листов и сеток, а также специальных тканей (керамических и высокопрочных тканей типа Nextel, Кевлар) (рис. 3.13.1). Затраты массы на единицу поверхности таких экранов составляют 10... ...20 кг/м^2, что в масштабах модуля дает более тонны веса.

3.13.1. МОДЕЛИ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ И ТЕХНОГЕННОЙ ОБСТАНОВКИ

В околоземном космическом пространстве функционирующие аппараты соседствуют с метеороидами, имеющими природный характер, и орбитальным мусором, который образовался в результате космической деятельности человека. Поэтому решение задачи оценки риска пробоя КА и выработки мероприятий по снижению риска является весьма актуальным.

3.13.2. МЕТЕОРОИДЫ

Метеороиды — частицы в космическом пространстве, имеющие природное происхождение и почти все происходящие из комет и астероидов. Подлетая к орбите Земли вокруг Солнца, они либо пролетают мимо атмосферы Земли на большой скорости, покидая околоземное пространство, либо сгорают в ней.

Естественная метеороидная обстановка представляет собой в любой момент времени совокупную массу около 200 кг в пределах высот до 2000 км от земной поверхности. Слу-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

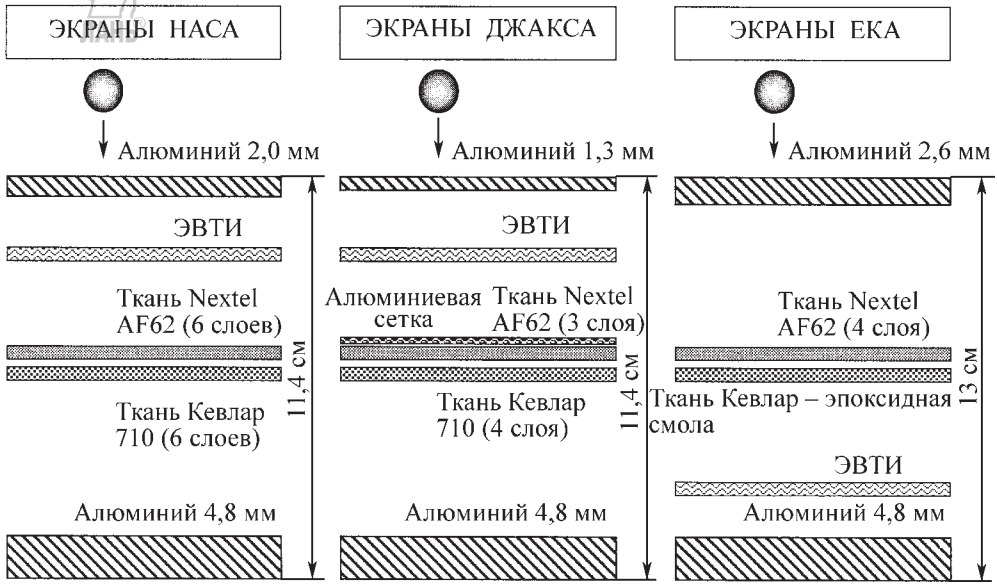


Рис. 3.13.1 Типовые экранные конструкции, разработанные в НАСА и используемые остальными международными партнерами на американском секторе МКС

чайные метеороидные потоки без выраженной временной корреляции называют спорадической составляющей (90 % годового значения уровня всех метеороидов).

Метеороиды, которые сохраняют орбиту своих родительских тел, могут создавать периодически повторяющиеся концентрированные потоковые пики с явно выраженным направлением и скоростью. Данные потоки называются метеоритными ливнями. Усредненная по всему времени метеороидная среда, годовое усреднение спорадических метеороидных частиц плюс метеороидные ливни, называется *метеороидным фоном* [2, 3].

Массовая плотность метеороидов варьируется в широких пределах от 0,15 до 8 г/см^3 . В соответствии с [4] допустимо разбиение диапазонов массовых плотностей метеороидов в зависимости от их масс, как показано в табл. 3.13.1.

3.13.1. Массовая плотность метеороидов

Масса метеороида, г	Плотность метеороида, г/см^3
< 10^{-6}	2
10^{-6}...0,01	1
> 0,01	0,5

Однако *Европейское сообщество по космической стандартизации* (*ECSS*) [5] рекомендует при оценке опасности использовать консервативную величину массовой плотности метеороидов 2 г/см^3.

Существует несколько моделей метеороидной среды.

Метеороидная модель НАСА

При решении вопросов проектирования КА метеороидную модель НАСА можно считать изотропной по отношению к Земле. Данное допущение принято из-за прецессии орбиты спутника и наклона экваториальной плоскости Земли по отношению к плоскости эклиптики [6, 7].

Нормированное распределение метеороидов по скоростям в км/с по отношению к Земле описывается выражениями:

$$n(V)=\begin{cases}0{,}112;\ 11{,}1\le V\le 16{,}3;\\ 3{,}328\cdot 10^{5}V^{-5{,}34};\ 16{,}3\le V\le 55{,}0;\\ 1{,}695\cdot 10^{-4};\ 55{,}0\le V\le 72{,}2.\end{cases} \qquad (3.13.1)$$

Приведенное распределение имеет среднюю скорость 16,85 км/с, по отношению к орбитальному аппарату средняя скорость составляет ~19 км/с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Метеороидный поток задается в виде интегрального потока — число частиц с массой, большей m, за один год через одну сторону произвольно ориентированной площадки площадью 1 м^2. Межпланетный поток F_r^{ip} метеороидов с массой, удовлетворяющей диапазону $10^{-15} \le m \le 10$ г на расстоянии 1 а. е., математически описывается в следующем виде;

$$F_r^{ip}(>m) = 3{,}156\cdot10^7[(2{,}2\cdot10^3 m^{0{,}306} + 15)^{-4{,}38} + 1{,}3\cdot10^{-9}(m + 10^{11}m^2 + 10^{27}m^4)^{-0{,}36} + 1{,}3\cdot10^{-16}(m + 10^6 m^2)^{-0{,}85}]. \quad (3.13.2)$$

Для преобразования описанного выше метеороидного потока F_r^{ip} в поток на орбите Земли F_r необходимо применить формулу

$$F_r = S_f G_E G_V F_r^{ip}, \quad (3.13.3)$$

где S_f — коэффициент экранирования КА Землей, который изменяется в пределах от 0,5 на высоте 100 км от поверхности Земли до 1,0 в глубоком космосе и вычисляется по формуле

$$S_f = 0{,}5(1 + \cos(\arcsin(R_E/(R_E + H)))); \quad (3.13.4)$$

G_E — коэффициент, отражающий фокусирующий эффект гравитационного поля Земли, которое притягивает метеороиды и увеличивает их поток, изменяется в пределах от 2,0 на высоте 100 км от поверхности Земли до 1,0 в глубоком космосе и определяется выражением

$$G_E = 1 + R_E/r, \quad (3.13.5)$$

где R_E — радиус Земли плюс 100 км атмосферы (6 478 км); H — высота орбиты аппарата за вычетом 100 км атмосферы ($H <$ < 299 900 км); r — радиус орбиты аппарата, равный $R_E + H$; G_V — коэффициент скоростной фокусировки потока.

На рис. 3.13.2 проиллюстрирована метеороидная обстановка на высоте 500 км.

Как было сказано выше, метеороидная среда изотропна по отношению к Земле. Однако она будет анизотропной по отношению к КА, движущемуся в этой метеороидной среде, где метеороиды движутся главным образом навстречу аппарату. Анизотропия возникает в результате векторного суммирования скорости аппарата $V_{КА}$ и распределенных по скоростям метеороидов $V_М$.

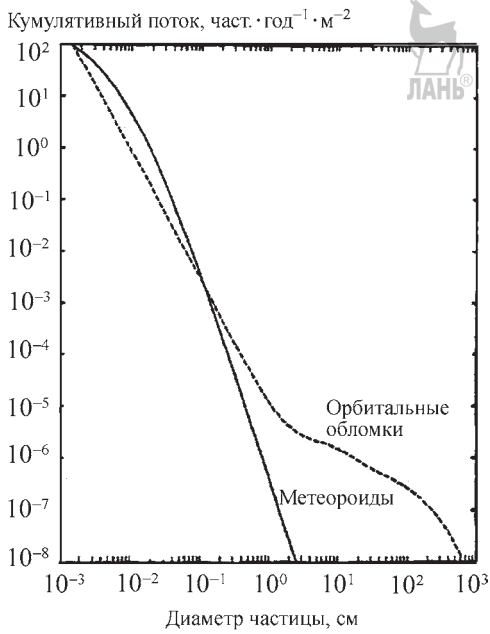


Рис. 3.13.2. Кумулятивный поток орбитальных обломков и метеороидов. 1995 г. Высота 500 км; наклонение 28,5; индекс солнечной активности $F_{10,7} = 97$

Численно данный анизотропный эффект описывается в виде коэффициента скоростной фокусировки потока G_V, который зависит от угла α между вектором скорости КА и направлением на точку небесной сферы, из которой подлетает метеороид. Выражение для него имеет вид:

$$G_V = \frac{(\sqrt{V_М^2 - (V_{КА}\sin\alpha)^2} + V_{КА}\cos\alpha)^3}{V_М^2\sqrt{V_М^2 - (V_{КА}\sin\alpha)^2}}. \quad (3.13.6)$$

Скорость метеороидов $V_М$ относительно Земли зависит от расстояния до ее центра, который равен радиусу r орбиты КА:

$$V_М(r) = \sqrt{V(R_E)^2 - V_e^2\left(1 - \frac{R_E}{r}\right)}, \quad (3.13.7)$$

где V_e — вторая космическая скорость вверху атмосферы:

$$V_e = \sqrt{\frac{2G_М}{R_E}} = 11{,}1 \text{ км/с}, \quad (3.13.8)$$

где $G_М$ — гравитационная постоянная, равная $3{,}986012\cdot10^5$ км^3/с^2.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Анизотропия увеличивается благодаря эффекту экранирования Землей [3].

Следует отметить, что существует значительная неопределенность в свойствах метеороидов. В частности, неопределенность массы приводит к доминированию неопределенностей в измерениях потока. Для метеороидов, с массами, меньшими чем $1\cdot10^{-6}$г, масса не определена с коэффициентом от 0,2 до 5,0 оцененной величины, что предполагает неопределенность потока с коэффициентом от 0,33 до 3,00 для заданной массы. Для метеороидов с массами, большими чем $1\cdot10^{-6}$ г, поток хорошо определен, но соответствующая масса еще более не определена, что подразумевает эффективную неопределенность потока (при заданной массе) с коэффициентом от 0,1 до 10,0 (вследствие наклона функциональной зависимости) [8–12].

Метеороидная модель Лебединца

Плотность потока спорадических метеороидных тел определяют числом метеороидных тел массой $\geq m$, пересекающих за 1 с сферическую поверхность, диаметральное сечение которой равно 1 м^2.

Плотность потока метеороидных тел, принадлежащих ливневому метеороидному потоку, определяют числом метеороидных тел массой $\geq m$, пересекающих за 1 с площадку 1 м^2, нормальную к их вектору скорости.

Данные о пространственном распределении метеороидных тел массой $m > 1\cdot10^{-6}$ г получены из наземных радиолокационных и фотографических наблюдений метеороидов, а для микрометеороидных тел массой $m < 1\cdot10^{-6}$ г — из бортовых регистраций метеороидных частиц пробойными датчиками.

В геоцентрической системе координат плотность потока $N(m)$ спорадических метеороидных тел массой $1\cdot10^{2} > m > 1\cdot10^{-6}$ г на удалении до 10^6 км от поверхности Земли, приходящих из всей небесной сферы (без учета экранирования Землей) вычисляется по формуле [13]

$$\lg N(m) = -13{,}4 - 1{,}2\lg m, \qquad (3.13.9)$$

плотность потока метеороидных тел массой $m < 1\cdot10^{-6}$ г на удалении 200...1000 км от поверхности Земли, приходящих из полусферы, определяется выражением

$$\lg N(m) = -11{,}8 - 0{,}8\lg m. \qquad (3.13.10)$$

При продолжительной работе КА на орбите проектный расчет его защиты допускает вероятностный подход, при котором можно пренебречь кратковременными колебаниями показателей плотности метеороидной среды. В противном случае приходится учитывать сезонные вариации численности метеороидных частиц и регулярные метеороидные ливневые потоки. Данная зависимость не учитывает вклад в плотность метеороидных частиц от метеорных ливневых потоков. Значения пространственной плотности частиц для семи главных метеороидных потоков в максимуме их активности, а также даты начала и конца пересечения метеороидного потока Землей, хорошо известны [13].

Скорости метеороидных тел массой $m < 1\cdot10^{-6}$ г относительно Земли приняты равными 20 км/с, а скорость метеороидных тел массой $1\cdot10^{2} > m > 1\cdot10^{-6}$ г не превышает 72 км/с относительно Земли без учета ее притяжения.

Распределение скоростей спорадических метеорных тел известно [13]. На начальных стадиях проектирования КА допускается использование средней скорости метеороидов относительно Земли, которая составляет 20 км/с. Плотность вещества метеороидов меняется в широких пределах от 0,2 до ~8,0 г/см^3. Рекомендуется считать средним значением плотности вещества спорадических метеороидных частиц 2,5 г/см^3.

Метеороидные ливни

Если интенсивность рассмотренного фонового потока метеороидов остается довольно постоянной в течение года, то активность отдельных самостоятельных метеороидных потоков, ливневых метеороидных потоков, характеризуется сильной сезонной зависимостью. Данные потоки вызваны взаимодействием земной орбиты с орбитой существующей или распадающейся кометы.

В настоящий момент известно около 100 короткопериодических ливневых метеороидных потока, гелиоцентрические орбиты которых имеют период менее 100 лет, хотя значительно большее число комет известно либо на долгопериодических, либо на орбитах, близких к параболическим. Достоверные параметры орбиты и параметры интенсивности могут быть получены для ~50 ливневых потоков, 15 из которых вносят значительный вклад в общий поток всех ливневых потоков. В среднем около 10 % от общего метеороидного потока может быть отнесено к событиям, связанным с ливневыми метеороидными потоками.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При пиковой активности величины ливневых метеороидных потоков могут превысить фоновый поток в пять и более раз. Изредка очень значительные потоки (метеороидные штормы превышают фоновую активность в 10 000 и более раз) могут неожиданно возникнуть в короткие периоды времени (1...2 ч) в те годы, когда кометы-источники проходят свои перигелии. Например, такой шторм был предсказан для потока «Леонид» в ноябре 1998 и 1999 гг. (17–20 ноября).

Считается, что метеороидные ливневые потоки состоят из относительно больших частиц с массами более чем $1\cdot10^{-8}...1\cdot10^{-6}$ г с низкими плотностями (0,5...1,0 г/см^3).

3.13.3. КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР

В отличие от микрометеороидов *космический мусор* (*KM*), имеющий искусственное происхождение (отработавшие нефункционирующие КА, отработавшие ступени ракет, целевые объекты, продукты, образовавшиеся в результате износа поверхности КА, а также фрагменты взрывов КА и ракетных ступеней), вращается вокруг Земли и будет оставаться на орбите до тех пор, пока из-за атмосферного торможения и других возмущающих сил со временем их орбиты не опустятся к атмосфере. Так как атмосферное торможение ослабевает с увеличением высоты орбиты, большие объекты КМ на орбитах 600 км и более могут оставаться на орбите в течение десятков, тысяч и даже миллионов лет [2].

Понятие космического мусора

Международная академия астронавтики IAA (*The International Academy of Astronautics*) дает следующее определение техногенного «космического мусора» (в нотации ЕКА) или «орбитального мусора» (в нотации НАСА):

КМ — любые объекты, образовавшиеся в результате человеческой деятельности и находящиеся на орбите вокруг Земли, которые являются нефункционирующими с неприемлемым ожиданием начала выполнения или возобновления предназначенных им функций или любых других функций, для которых они могут быть предназначены, включая фрагменты и части таких объектов [3].

Модель техногенной обстановки SDPA 2000

Принятая в РКА модель анализа и прогнозирования загрязнения ОКП техногенными объектами SDPA 2000, разработанная А.И. Назаренко, является наиболее известной из отечественных моделей и максимально соответствующей предъявляемым со стороны практических пользователей требованиям.

Модель SDPA 2000 — полуаналитическая стахостическая и служит для среднесрочного и долгосрочного прогнозирования техногенных частиц размером более 1 мм, построения пространственных распределений концентраций и характеристик скорости, а также оценки риска столкновений. На основе модели SDPA 2000 создана инженерная модель SDPA-E для быстрого и визуального представления характеристик КМ [15, 16].

Вклад каждого объекта в концентрацию техногенных частиц в точке с геоцентрическими координатами (r, β) определяется по формуле [17]:

$$\rho(r,\beta)=\frac{1}{2\pi^3 ra\sqrt{(\sin^2 i-\sin^2\beta)(r-r_p)(r_a-r)}}, \tag{3.13.11}$$

где $a=(r_p+r_a)/2$ — большая полуось орбиты.

Концентрация принимается не зависящей от долготы.

Далее результаты расчетов для разных точек околоземного космического пространства суммируются по объектам КМ.

В модели SDPA в качестве исходных данных рассматривают статистические нормированные распределения трех элементов орбит: высоты перигея $p(h_p)$, эксцентриситета $p(e)$ и наклонения $p(i)$. Для функции концентрации выведена следующая формула:

$$\rho(r,\beta)=\frac{N_\Sigma F(\beta)}{2\pi^2 r^2\Delta h}\times$$

$$\times\sum_{h_p}\sum_{e}\Delta\tau(h_p,e,r)\Phi(h_p,e,r)p(h_p)p(e)\Delta h_p\Delta e, \tag{3.13.12}$$

где N_Σ — общее число объектов;

$$F(\beta)=\int_i\frac{p(i)di}{\sqrt{\sin^2 i-\sin^2\beta}}\ \text{при}\ \sin i\ge\sin\beta; \tag{3.13.13}$$

$\Delta\tau(h_p,e,r)$ — нормированных в долях периода времени, в течение которого объект с элементами орбиты (h_p,e) находится в высотном диапазоне $(r, r+\Delta h)$;

$$\Phi(h_p,e,r)=\frac{(1-e)^2}{\sqrt{1-e^2}}\left(\frac{r}{r_p}\right)^2. \tag{3.13.14}$$

При моделировании фрагментации в модели SDPA применяют зависимость среднего числа ежегодно образующихся частиц от их размеров,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

которую принимают пропорциональной приросту числа каталогизированных объектов [17]:

$$n(d > d_j) = k(d_j)n(d_{\text{cat}}). \qquad (3.13.15)$$

Значения коэффициента $k(d_j)$ являются настраиваемыми параметрами модели.

Мгновенное значение плотности потока $Q(t)$ равно произведению концентрации частиц $\rho(t)$ на значение относительной скорости $V_{\text{rel}}(t)$ в данной точке:

$$Q(t) = \rho(t)V_{\text{rel}}(t). \qquad (3.13.16)$$

Значение относительной скорости определяется как

$$V_{\text{rel}} = \sum_{j=1}^{n} V_{\text{rel}}(Az_j)[pV_{\text{rel}}(Az_j)], \qquad (3.13.17)$$

где $pV_{\text{rel}}(Az_j)$ — статистическое распределение направлений относительной скорости; Az_j — угол между вектором относительной скорости и вектором скорости КА; $V_{\text{rel}}(Az_j)$ — усредненная зависимость относительной скорости от ее направления.

Модель техногенной среды 1991 г.

В модели НАСА [8] техногенная среда, как и метеороидная, описывается математической формулой, определяющей плотность потока частиц с размерами, большими рассматриваемого, через единичную неориентированную площадку.

Распределение техногенных частиц по размерам, скоростям и направлениям существенно отличается от распределения для метеороидных частиц. Техногенные частицы движутся преимущественно по круговым орбитам, вследствие чего их потоки сильно анизотропны по отношению к КА. При этом траектории их движения находятся в пределах нескольких градусов в плоскости местного горизонта.

Средняя скорость перемещения осколков оценивается в 10 км/с. Структура распределения скоростей осколков различна в зависимости от высоты и наклонения. Средняя массовая плотность космических осколков диаметром до 1 см составляет 2,7 г/см^3. Для более крупных объектов предлагается использовать меньшую плотность.

Основные положения. Внутри области 2 000 км, в пределах которой работает рассматриваемая модель, по оценкам на основе данных на середину 1988 г. содержится 1,5...3 млн кг объектов человеческой деятельности на орбите. Большинство из них находятся на орбитах с большим наклонением, где они движутся со средней скоростью 10 км/с.

Примерно 1 500 использованных ракетных ступеней, пассивных полезных нагрузок и несколько активных полезных грузов составляют большую часть этой массы. Данные объекты в настоящее время находятся под наблюдением Группы по космическому наблюдению США (US Space Command) наряду с 4 500 другими с суммарной массой 20 000 кг, большинство из которых — фрагменты спутников или другие орбитальные металлические осколки. Недавние наблюдения показывают, что суммарная масса орбитальных осколков с диаметром 1 см и менее составляет около 1000 кг, а осколков менее 1 мм — около 300 кг. Такое распределение массы делает среду орбитальных осколков опаснее метеороидной по большинству вопросов, связанных с космическими кораблями на высотах ниже 2 000 км [8].

Поток орбитальных осколков на свободно вращающуюся поверхность

В осколочной модели 1991 г. задан в аналитическом виде поток осколков КМ за один год, имеющих значение диаметра более d через цилиндрическую поверхность, ось вращения, направленную по радиус-вектору Земли, с площадью главного сечения 1 м^2. Данный поток описывается выражением [18]:

$$F(d) = 4H(d)\varphi(a, S)\psi(i)[F_1(d)g_1(t) + F_2(d)g_2(t)], \qquad (3.13.18)$$

где

$$H(d) = \sqrt{10^{\exp\left(-\left[\frac{\lg(d)-0{,}78}{0{,}637}\right]^2\right)}}; \qquad (3.13.19)$$

$$\varphi(a, S) = \frac{10^{\frac{a}{200}-\frac{S}{140}-1{,}5}}{10^{\frac{a}{200}-\frac{S}{140}-1{,}5}+1}; \qquad (3.13.20)$$

$\psi(i)$ — коэффициент, заданный в табличном виде, графически он представлен на рис. 3.13.3, для наклонения $i = 51{,}6°$ (наклонение орбиты МКС) $\psi = 1{,}028$;

$$F_1(d) = 1{,}22 \cdot 10^{-5} d^{-2{,}5}; \qquad (3.13.21)$$

$$F_2(d) = 8{,}1 \cdot 10^{10}(d + 700)^{-6}; \qquad (3.13.22)$$

$$g_1(t) = \begin{cases} 1{,}02^{t-1988} & \text{при } t < 2011; \\ 1{,}02^{23} \cdot 1{,}04^{t-2011} & \text{при } t \geq 2011; \end{cases} \qquad (3.13.23)$$

$$g_2(t) = 1 + 0{,}05(t - 1988), \qquad (3.13.24)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

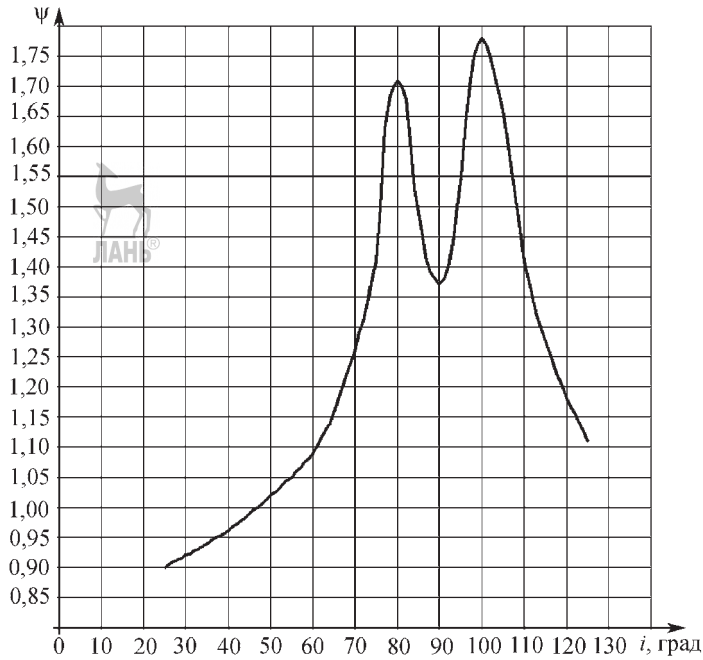


Рис. 3.13.3. Зависимость коэффициента ψ от наклонения орбиты

где t — календарный год; a — высота в км; S — индекс солнечной активности $F_{10,7}$.

Коэффициент $g_1(t)$ показывает влияние технической политики на рост числа частиц КМ. До 2011 г. их ежегодный прирост по модели составляет 2 %, а 4 % — после 2011 г.

На рис. 3.13.2 проводится сравнение потока орбитальных осколков и потока метеороидов по моделям НАСА для параметров h = 500 км, t = 1995 г., i = 28,5°, $S(t - 1) = 97,0$.

Усредненная форма и массовая плотность частиц КМ

Информация о форме обломков очень скудна. Реальная их форма является неправильной (стержни, пластины и т.д.). При разработке модели принята сферическая форма объектов. Плотность орбитальных осколков принимается с 1993 г. в виде функции, зависящей от диаметра частицы d в см:

$$\begin{cases} \rho = 2{,}8 d^{-0{,}74} \text{ г/см}^3 \text{ при } d \geq 0{,}62; \\ \rho = 4 \text{ г/см}^3 \text{ при } d < 0{,}62. \end{cases}$$

Распределение по скорости и направлению. Усредненное по всем высотам ненормированное распределение (функция плотности вероятности) относительной скорости КА и частицы КМ описывается [18] следующим уравнением:

$$g(V) = (2VV_0 - V^2)\left\{ Ge^{\left[-\left(\frac{V - AV_0}{BV_0}\right)^2\right]} + Fe^{\left[-\left(\frac{V - DV_0}{EV_0}\right)^2\right]} \right\} + HC(4VV_0 - V^2), \qquad (3.13.25)$$

где V — относительная скорость, км/с;

$$V_0 = \begin{cases} 7{,}25 + 0{,}015(i - 30) \text{ при } i < 60; \\ 7{,}7 \text{ при } i > 60; \end{cases}$$

$$G = \begin{cases} 18{,}7 \text{ при } i < 60; \\ 18{,}7 + 0{,}0289(i - 60)^3 \text{ при } 60 < i < 80; \\ 250{,}0 \text{ при } i > 80; \end{cases}$$

$$A = 2{,}5;\ B = \begin{cases} 0{,}5 \text{ при } i < 60; \\ 0{,}5 - 0{,}01(i - 60) \text{ при } 60 < i < 80; \\ 0{,}3 \text{ при } i > 80; \end{cases}$$

$$F = \begin{cases} 0{,}3 + 0{,}0008(i - 50)^2 \text{ при } i < 50; \\ 0{,}3 - 0{,}01(i - 50) \text{ при } 50 < i < 80; \\ 0{,}0 \text{ при } i > 80; \end{cases}$$

$D = 1{,}3 - 0{,}01(i - 30)$; $E = 0{,}55 + 0{,}005(i - 30)$; $H = 1{,}0 - 0{,}0000757(i - 60)^2$;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$C = \begin{cases} 0{,}0125 \text{ при } i < 100; \\ 0{,}0125 + 0{,}00125(i - 100) \text{ при } i > 100; \end{cases}$$

i — наклонение орбиты КА, град.

Вероятность того, что с КА частица КМ будет сталкиваться со скоростями, значения которых лежат в диапазоне $[V_1; V_2]$, описывается нормировочным выражением

$$P = \int_{V_1}^{V_2} g(V)dV \Big/ \int_{0}^{\infty} g(V)dV. \qquad (3.13.26)$$

Число столкновений КА с орбитальными осколками, летящими из заданного направления, можно оценить, используя распределение по скорости $g(V)$. За направление столкновения принимается пересечение вектора скорости КА и выбранной круговой орбиты орбитального осколка, т.е. векторы относительной скорости могут быть получены векторным сложением в тангенциальной по отношению к Земле плоскости.

Если скорость КА равна 7,7 км/с, то направление вектора относительной скорости задается соотношением

$$\cos(\pm\alpha) = V/V_{\max} = \frac{V}{15{,}4}, \qquad (3.13.27)$$

где α — угол между вектором скорости столкновения и вектором скорости КА в системе координат КА; $V_{\max}$ — максимально возможная скорость столкновения КА с КМ.

Модель техногенной обстановки ORDEM 2000

Разработанная НАСА модель техногенной среды ORDEM 2000 основана на точной эмпирической оценке популяций частиц КМ с орбитами до 2 000 км. Основными источниками для создания модели служили каталог наблюдаемых орбитальных объектов US Space Command Catalog и данные, полученные телескопом Хайстэк (Haystack Radar) и полученные после изучения поверхности возвращенного с орбиты модуля длительного экспонирования LDEF. Данные использовались для оценки распределений по размерам, по наклонениям, по высоте и по эксцентриситету. Минимальный размер частиц, рассматриваемый моделью $1 \cdot 10^{-3}$ мм. В дальнейшем модель была подкорректирована на основании данных, полученных телескопами дополнительным телескопом Хайстек *HAX* (*Haystack Auxiliary Radar*) и Goldstone, а также с возвращенной солнечной панели телескопа Хаббл (Hubble).

Модель использует набор таблиц плотностей, размеров, скоростей и направлений частиц КМ как функций наклонения и высоты орбиты. Для получения результатов на будущие годы производится экстраполяция. Поток частиц КМ на КА получается посредством интегрирования потока по положению на орбите.

Модель обстановки MASTER EKA

Модель MASTER описывает техногенную и природную обстановку вокруг Земли в виде потока частиц с диаметрами более 1 мкм, падающего на определенный пользователем орбитальный объект. В модели учтены все возможные источники появления КМ: отработавшие полезные нагрузки и верхние ступени, фрагменты столкновений и взрывов на орбите, пыль и шлак от продуктов сгорания твердотопливных двигателей, частицы теплоносителя из калий-натриевой смеси спутников «Космос», на которых использовался ядерный реактор, кусочки краски деградирующих поверхностей, а также выбросы.

При описании техногенной обстановки в модели MASTER орбиты по высоте разбива-

3.13.2. Число осколков на всех орбитах в зависимости от размера по модели 1996 г. EKA MASTER (для GEO $i = \pm 15°$)

Размер осколка	Общее число объектов	Число объектов на LEO	Число объектов на MEO	Число объектов на GEO
> 0,1 мм	$1{,}2 \cdot 10^{11}$	$1{,}0 \cdot 10^{10}$ (8,3 %)	$7{,}8 \cdot 10^{10}$ (65,0 %)	$9{,}8 \cdot 10^{8}$ (0,8 %)
> 1 мм	$1{,}8 \cdot 10^{8}$	$3{,}3 \cdot 10^{7}$ (18,3 %)	$1{,}0 \cdot 10^{8}$ (55,6 %)	$1{,}3 \cdot 10^{6}$ (0,7 %)
> 1 см	363 000	160 000 (44,0 %)	153 000 (42,1 %)	4 600 (1,3 %)
> 10 см	18 900	15 100 (80,0 %)	2 218 (11,7 %)	950 (5,0 %)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

лись на три диапазона: низкие орбиты LEO (высота $H < 2\,000$ км), средние орбиты MEO (высота $34\,786$ км $> H > 2\,000$ км) и высокие орбиты GEO (высота $36\,786$ км $> H > 34\,786$ км) (табл. 3.13.2) [21].

Модель ORDEM-96

Представляет собой краткосрочную полуэмпирическую инженерную модель, разработанную космическим центром им. Джонсона НАСА. Она основывается на обширных данных дистанционных наблюдений в космосе и применяется при решении вопросов разработки и эксплуатации многоразового транспортного КК «Спейс шаттл» и МКС. Минимальный размер рассматриваемых в модели частиц КМ 1 мкм, поэтому она может быть применена только к КА на низких околоземных орбитах [19].

3.13.4. РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТИ НЕПРОБОЯ КА МЕТЕОРОИДАМИ И ТЕХНОГЕННЫМИ ЧАСТИЦАМИ

Общие положения

Пусть $\overline{N}$ — ожидаемое среднее число столкновений метеороидов и техногенных частиц с поверхностью КА за время его эксплуатации T, тогда вероятность, что за это время с ним случится ровно n столкновений определяется выражением для случайной величины, распределенной по закону Пуассона:

$$P_n = \frac{\overline{N}^n}{n!} e^{-\overline{N}}. \qquad (3.13.28)$$

Использование в задачах столкновения закона Пуассона правомерно, поскольку соблюдаются следующие условия:

число столкновений n распределено статистически равномерно со средней плотностью λ, которая не обязательно является постоянной величиной;

столкновения с неперекрывающимися поверхностями происходят независимым образом;

столкновения случаются поодиночке, а не парами, тройками и т.д.

Вероятность, что за время T не случится ни одного столкновения ($n = 0$), определяется как *вероятность непробоя* (*ВНП*):

$$\text{ВНП} \equiv P_{n=0} = e^{-\overline{N}}. \qquad (3.13.29)$$

Вероятность, что за время T случится хотя бы одно столкновение ($n \geq 1$), определяется как *вероятность пробоя* (*ВП*):

$$\text{ВП} = 1 - e^{-\overline{N}}. \qquad (3.13.30)$$

Для КА, находящегося на орбите в фиксированной ориентации, ожидаемое среднее число столкновений метеороидов и техногенных частиц $\overline{N}$, вызывающих пробой его гермооболочки, за время эксплуатации T, начиная со времени t_0, определяется выражением

$$\overline{N} = \int_{t_0}^{t_0+T} \sum_{i=1}^{M} k_i F_r S_i dt, \qquad (3.13.31)$$

где $k_i F_r$ — поток частиц с размерами, превышающими предельное значение пробоя гермооболочки для i-й элементарной поверхности с площадью S_i, контактирующей с окружающей средой; коэффициент k_i определяется как отношение потока через ориентированную поверхность к потоку F_r через ту же поверхность, но изменяющую ориентацию случайным образом; суммирование проводится по всем M элементарным поверхностям.

Расчет ВНП КА с помощью специализированных программ

В программе «БАМПЕР», разработанной в НАСА, для расчета ВНП метеороидами и техногенными частицами МКС и корабля «Спейс Шаттл», используется алгоритм расчета ВНП, который в обобщенной форме можно представить в виде соотношения

$$\text{ВНП} = e^{-\int_0^T \sum_{i=1}^{N_e} S_i \sum_{j=1}^{N_t} \cos(\beta_{ij}) I_{Sij} \sum_{k=1}^{N_v} F(D_c(V_{jk}, \beta_{ij})) p(\alpha_j, \theta_j, V_{jk}) dt}, \qquad (3.13.32)$$

где T — время функционирования КА; N_e — число элементарных площадок в сеточной геометрической модели КА (рис. 3.13.4.); S_i — площадь i-й элементарной площадки; N_t — число диапазонов направлений подлета м/т частиц с учетом затенения Землей; β_{ij} — угол соударения м/т частицы с i-й элементарной площадкой КА по j-му диапазону направлений; I_{Sij} — индикатор экспонирования i-й элементарной площадки по j-му диапазону направлений ($I_{Sij} = 1$, если i-я элементарная площадка экспонируется по j-му диапазону направлений; $I_{Sij} = 0$, если

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

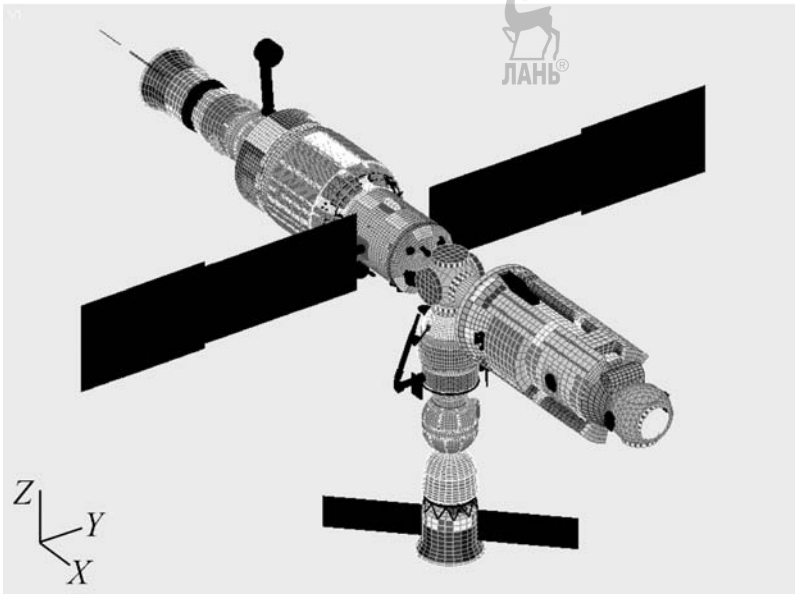


Рис. 3.13.4. Сеточная геометрическая модель российского сегмента МКС

не экспонируется); N_v — число диапазонов скоростей соударения м/т частицы с КА; F — кумулятивный поток м/т частиц через сферу с диаметральным сечением 1 м^2 за единицу времени; D_c — критический диаметр м/т частицы для i-й элементарной площадки; V_{jk} — усредненная для k-го диапазона скорость соударения м/т частицы с КА по j-му диапазону направлений; p — вероятность появления м/т частицы по направлению j-го диапазона (весовой коэффициент в суммарном потоке из всей небесной сферы) для k-го диапазона скоростей; α_j, θ_j — полярные углы, описывающие направление j-го диапазона.

При расчете вероятности тех или иных повреждений, вызываемых ударом м/т частицы по внешней поверхности КА, каждой элементарной площадке сопоставляется наименьший диаметр сферической алюминиевой частицы D_c, вызывающий данное повреждение, так называемый баллистический предел, и из модели соответствующей метеороидной или техногенной среды определяется кумулятивный поток $F(D_c)$.

В настоящее время в РКК «Энергия» кроме программы «БАМПЕР» используется программа «Защита-КА», разработанная совместно специалистами РКК «Энергия» и ЦУП ЦНИИМАШ [21].

Программа позволяет перед расчетом ВНП проводить предварительную визуализацию как всей МКС в целом, так и отдельных элементов ее конструкции из любой точки наблюдения. При визуализации геометрической модели объекта используется алгоритм обратной трассировки лучей, который также используется и при расчете воздействия на объект микрометеоритов и техногенных частиц, с той разницей, что вместо законов оптики (связь углов падения и отражения лучей, индикатрисы рассеяния и т. п.) используются законы, описывающие преобразования энергии при соударении частицы с поверхностью.

Данная программа учитывает при расчетах тот факт, что не всякий пробой является катастрофическим в отношении влияния его последствий на выживаемость пилотируемой космической станции, имеющей различные средства для ликвидации последствий пробоя. При этом определение вероятности выживания станции в результате воздействия метеороидной и техногенной сред представляет собой важную задачу.

Простейший подход заключается в использовании в качестве баллистического предела размера частицы, вызывающего образование пробойного отверстия критического размера, который определяется из условия

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

максимально допустимой скорости падения давления в жилых отсеках станции, рассчитываемой из соотношения, связывающего величину гермообъема с минимальным временем, требуемым для эвакуации всего экипажа. При меньших пробойных отверстиях у экипажа остается резерв времени для принятия мер по изоляции пробитого модуля и восстановительных операций.

С целью упростить решение задача разделена на два этапа: на первом этапе определяется вероятность пробоя гермооболочки станции, а на втором определяется вероятность катастрофических последствий при условии, что пробой произошел. Причем, данная условная вероятность (фактор «*R*») определяется не для каждого элемента поверхности, а для каждого модуля станции и для всей станции в целом.

Можно показать, что *вероятность отсутствия катастрофических последствий пробоя* (*ВОКПП*) гермооболочки модуля или станции связана с соответствующей ВНП соотношением

$$\text{ВОКПП} = \text{ВНП}^{R}. \qquad (3.13.33)$$

Таким образом, определение фактора «*R*» представляет собой отдельную задачу, для решения которой используется эффективный математический аппарат, обеспечивающий необходимую точность при приемлемых вычислительных ресурсах. Такой вероятностный подход, называемый методом Монте-Карло, основан на моделировании отдельных «испытаний» с последующей статистической обработкой результатов многократных «испытаний» для получения необходимых характеристик изучаемого процесса.

3.13.5. ВОЗДЕЙСТВИЯ МИКРОМЕТЕОРОИДОВ И ТЕХНОГЕННЫХ ЧАСТИЦ НА ПОВЕРХНОСТЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В 1996 г. впервые зарегистрировано столкновение двух искусственных КО. 24 июля 1996 г. фрагмент корпуса взорвавшейся РН «Ариан», находящийся на орбите в течение 10 лет, столкнулся с французским КА Cerise, отрубив штангу с аппаратурой определения градиента гравитации.

На рис. 3.13.5 на фотографии солнечной панели виден сквозной пробой. Картина повреждения типична для высокоскоростного пробоя с трещинами в защитных стеклах, расходящимися от места удара. Ориентировочный размер отверстия ~5 мм.

Отверстие диаметром 1,2 мм на модуле MPLM (Muti-purpose Logistics Module) (модуль № 2, полет в декабре 2001 г.) показано на

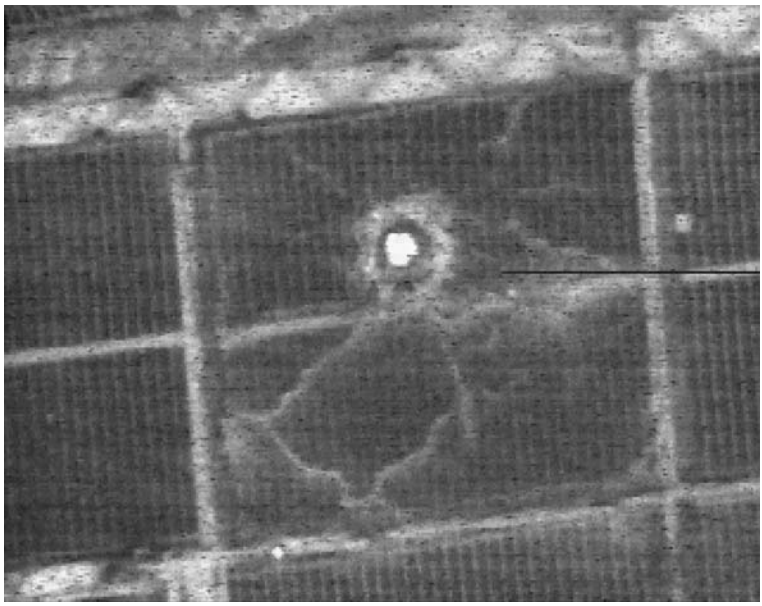


Рис. 3.13.5. Фотография сквозного пробоя на панели солнечной батареи

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

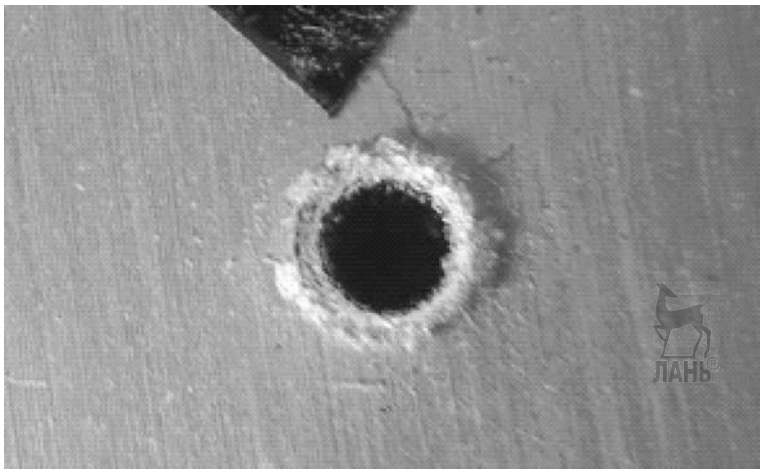


Рис. 3.13.6. Отверстие диаметром 1,2 мм на модуле MPLM (модуль № 2, полет в декабре 2001 г.)

рис. 3.13.6, которое является самым большим повреждением от метеороидов и частиц КМ из восьми обнаруженных на модуле. Спектральный анализ показал, что причиной повреждения стала частичка нержавеющей стали диаметром 0,19 мм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Johnson N.** First Natural Collision of Cataloged Earth Satellites // Orbital Debris Quarterly News, NASA. 1996. V. 1. issue 2, September.

2. **Orbital** Debris. A Technical Assessment. Washington, D.C. National Academy Press. 1995.

3. **ESA** Space Debris Mitigation Handbook: Release 1.0. European Space Agency. April 7, 1999.

4. **Anderson B.J., Smith R.E.** Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development // NASA TM 4527. 1994. June. Ch. 7.

5. **ESA** Publications Division. ECSS — European co-operation for space standardization. ECSS-E-10-04, Clause 10 (Space Environment: Particulates), 1998.

6. **Cour-Palais B.G.** Meteoroid environment model. 1969 (Near Earth to Lunar Surface). NASA SP-8013, NASA Space Vehicle Design Criteria 1969.

7. **Divine N., Grun E., Staubach P.** Modeling the Meteoroid Distributions in Interplanetary Space and Near Earth // Proc., of the 1st European Conf. on Space Debris (ESA SD-03), Darmstadt, Germany, Apr 1993. P. 245–250.

8. **Space** Station Program Natural Environment Definition for Design. SSP 30425 NASA. December, 1993.

9. **Grun E., Zook H.A., Fechtig H., Giese R.H.** Collisional balance of the meteoritic complex // Icarus. 1985. V. 62. P. 244–272.

10. **Kessler D.J., Reynolds R.C., Anz-Meador P.D.** Orbital Debris Environment for Spacecraft Designed to Operate in Low Earth Orbit. NASA TM 100471. April, 1989.

11. **Zook H.A.** Flux vs Direction of Impacts on LDEF by Meteoroids and Orbital Debris // Proc. of the 21st Lunar and Planetary Science Conference. 1990. P. 1385–1386.

12. **Zook H.A.** The State of Meteoritic Material on the Moon // Proc. of the 6th Lunar Science Conf. 1975. P. 1653–1672.

13. **ГОСТ** 25645.128–85. Вещество метеорное. Модель пространственного распределения.

14. **Лебединец В.Н.** Аэрозоль в верхней атмосфере и космическая пыль. Л., Гидрометеоиздат, 1981.

15. **Модель** оценки и проектирования техногенной орбитальной среды и определение параметров столкновений техногенных частиц с орбитальной станцией. Отчет ЦПИ РАН. 1994.

16. **Nazarenko A.I., Sokolov V.G., Gorbenko A.V.** The Comparative Analysis of the Probability of Spacecraft Pressure Wall Penetration for Different Space Debris Environment Models // Third European Conf. on Space Debris. 19–21 March 2001. Darmstad, Germany.

17. **Назаренко А.И.** Моделирование техногенного загрязнения околоземного пространства // Астрономический вестник. 2002. Т. 36, № 5. С. 1–10.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

18. **BAMPER-II** Analysis Tool: Analyst's Manual. Boeing Co. D683-29018-1, 1993.

19. **Технический** доклад о космическом мусоре. Организация Объединенных Наций, 1999.

20. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей. М.: Наука. 1964.

21. **Klinkrad H., Bendisch J., Sdunnus H.** et al. An introduction to the 1997 ESA MASTER model // Proc. of the 2nd European Conf. on Space Debris (ESA SP-393). Darmstadt, Germany. 1997.

22. **Afanasyev V.O., Brovkin A.G., Gorbenko A.V., Sokolov V.G.** The Computer Program for Calculation of Space Station Loss Risks Caused by Meteiroids and Space Debris // 57th IAC Congress, Valencia, Spain. October 2–6, 2006.

Глава 3.14

АЭРОАКУСТИКА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

При старте и полете ракет на элементы их конструкции и оборудование воздействуют нестационарные давления. Данные воздействия влияют на целостность и работоспособность конструкции ракеты и ее систем.

Процессы быстро изменяющегося во времени давления, обусловленные работой ДУ ракеты и аэродинамическими воздействиями при ее полете в плотных слоях атмосферы, носят случайный характер. Изучение, исследование источников и механизмов данных процессов определение статистических характеристик динамических воздействий на конструкцию и оборудование является предметом аэроакустики РКС.

3.14.1. АЭРОАКУСТИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

При подготовке к пуску, летных испытаниях и в процессе эксплуатации РКС реализуются различные аэроакустические явления, к которым относятся акустическое излучение реактивных струй ДУ ракет, пульсации давления на внешней поверхности ракет и КА при полете в плотных слоях атмосферы, пульсации давления и акустическое излучение потоков газов и жидкостей в системах, обеспечивающих функционирование РН, КА и жизнедеятельность экипажей пилотируемых космических комплексов [1].

Многочисленные и разнообразные проявления аэроакустических процессов имеют общий первичный источник: пульсации давления в турбулентных течениях газов и жидкостей. Данные пульсации давления порождают акустическое излучение в окружающую среду и оказывают непосредственное силовое динамическое воздействие на конструкцию и оборудование РКС. Воздействия акустического давления и пульсаций давления вызывают колебания элементов конструкции, генерирующих вторичное акустическое поле в отсеках ракет и КА.

Аэроакустические процессы на РКС относятся к неблагоприятным воздействиям, которые могут приводить к повреждениям конструкции, выходу из строя или нарушениям функционирования приборов и оборудования, а также ухудшают экологию окружающей среды и среды обитания космонавтов. Поэтому при разработке и эксплуатации РКС значительное внимание уделяется исследованиям аэроакустических явлений и разработке способов и средств, снижающих их неблагоприятное воздействие.

Основы аэроакустики

Предмет аэроакустики — процессы генерации акустического шума, порождаемые движением потоков газов и жидкостей и взаимодействием данных потоков с твердыми поверхностями, распространения звука в неоднородной покоящейся или движущейся среде, взаимодействия звука с потоком и с твердыми поверхностями, динамического воздействия пульсаций давления в турбулентных потоках на обтекаемые ими поверхности.

Выраженной особенностью процессов акустического давления и пульсаций давления являются очень малые амплитуды изменения параметров процессов по сравнению со средними значениями данных параметров в движущейся среде. Поэтому в общем виде аэроакустические процессы описываются полной системой уравнений Навье–Стокса для движущейся вязкой и теплопроводной среды в нестационарной постановке.

С учетом волнового характера аэроакустических процессов Лайтхилл вывел из системы дифференциальных уравнений движения сплошной среды соотношение, в левой части которого содержится только волновой оператор для переменной составляющей плотности среды, а члены правой части описывают возмущения в движущейся среде. Такой подход впоследствии получил название *акустической аналогии Лайтхилла*.

Акустическая аналогия состоит в том, что члены правой части уравнения ассоции-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

руются с акустическими источниками. Соотношение Лайтхилла получено для нестационарных потоков при отсутствии твердых границ.

В наиболее общем виде, с учетом твердых подвижных границ в потоке, уравнение акустической аналогии выведено Фоксом Вильямсом и Хоукингсом. Дифференциальное уравнение в тензорной форме имеет вид:

$$\left(\frac{1}{a^2}\frac{\partial^2}{\partial t^2}-\nabla^2\right)p'(x,\,t)=\frac{\partial^2}{\partial x_i\partial x_j}[T_{ij}H(s)]\,-$$

$$-\,\frac{d}{dx_i}[F_i\delta(s)]\,+\,\frac{d}{dt}[Q\delta(s)], \qquad (3.14.1)$$

где a — скорость звука в окружающей среде; t — время; x_i, x_j — пространственные координаты в ортогональной системе координат; p' — динамическая составляющая давления; $\boldsymbol{T}_{ij}$ — тензор напряжений Лайтхилла; $H(s)$ и $\delta(s)$ — функции Хевисайда и Дирака соответственно; s — замкнутая поверхность, включающая источники возмущений (по этой поверхности, описываемой уравнением $s = 0$, проводится интегрирование; соотношение $s < 0$ представляет область, заключенную внутри поверхности s).

Функции F_i и Q определяются соотношениями

$$F_i=\boldsymbol{\Gamma}_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-\mathrm{v}_n); \qquad (3.14.2)$$

$$Q=\rho_0 U_n,\; U_n=\left(1-\frac{\rho}{\rho_0}\right)\mathrm{v}_n+\frac{\rho u_n}{\rho_0}, \qquad (3.14.3)$$

где $\boldsymbol{\Gamma}_{ij}$ — тензор напряжений давления (для невязкой среды $\boldsymbol{\Gamma}_{ij} = P'\delta_{ij}$, δ_{ij} — символ Кронекера); $\boldsymbol{n}_j$ — единичный вектор нормали к поверхности; ρ — полная плотность среды (с учетом динамической составляющей); u — скорость движущейся среды; i — индекс, обозначающий компоненту скорости в направлении нормали к поверхности s; v_i — скорость перемещения поверхности s; ρ_0 — плотность невозмущенной среды.

Интегральное решение неоднородного волнового уравнения для возмущений давления в точке вне рассматриваемого объема среды с источниками возмущений и преградами можно найти с использованием методов построения функций Грина для функций источников правой части уравнения аэроакустики.

Первый член в правой части уравнения представляет генерацию звука объемными источниками, т.е. турбулентностью самой неоднородной движущейся среды, второй — нестационарными силами, действующими на среду со стороны твердых поверхностей, а третий — изменениями объема тел, находящихся в потоке.

В практических приложениях получить конечное решение данного уравнения не представляется возможным, так как необходимо задавать мгновенные значения динамических составляющих плотности, компонентов скорости и их смешанных произведений для всей исследуемой области среды. Для турбулентных течений совокупности этих значений представляют собой случайные функции времени и пространства и определяются неизвестными в общем виде микропараметрами турбулентности.

Поэтому уравнение аэроакустики используется обычно только для анализа простейших случаев нестационарных течений или получения аппроксимаций для частных и предельных случаев.

Основной инструмент получения данных по аэроакустическим процессам для практических задач — экспериментальные исследования на моделях ЛА. Используются также эмпирические методики, основанные на обобщениях данных модельных, натурных испытаний и методических исследований.

Поле случайных колебаний давления на поверхности ЛА описывается пространственно-временно́й корреляционной функцией, характеризующей взаимосвязь процессов изменения давления p' в любых двух точках с произвольными координатами $\{x_1, y_1\}$ и $\{x_2, y_2\}$ поверхности ЛА в произвольные моменты времени t_1 и t_2 соответственно.

Для однородного по пространству и стационарного случайного процесса колебаний давления пространственно-временна́я корреляционная функция выражается соотношением

$$K(\xi,\eta,\tau)=\overline{p'^{*}(x_1,y_1,t_1)p'(x_1+\xi,y_1+\eta,t_1+\tau)}. \qquad (3.14.4)$$

Здесь черта сверху означает усреднение по времени, а звездочка — комплексно сопряженную величину; $\{\xi = x_2 - x_1,\ \eta = y_2 - y_1\}$ — пространственные разделения между двумя точками поверхности ЛА; $\tau = t_2 - t_1$ — временной интервал между рассматриваемыми событиями в данных точках.

Таким образом, функция $K(\xi, \eta, \tau)$ не зависит от абсолютных координат пространства и времени, а зависит только от разности соответствующих координат любых двух точек в однородном стационарном течении на поверхности ЛА.

При $\xi = \eta = 0$ пространственно-временна́я корреляционная функция вырождается в автокорреляционную функцию, представляющую собой четную функцию аргумента τ, а при $\tau = 0$ она становится равной среднему квадрату (дисперсии) случайного процесса колебаний давления в соответствующей точке поверхности ЛА.

Эквивалентна и более удобна при исследованиях функция взаимной по пространству спектральной плотности колебаний давления, являющаяся обратным преобразованием Фурье от пространственно-временно́й корреляционной функции

$$\Phi(\xi, \eta, \omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} K(\xi, \eta, \tau) e^{-i\omega\tau} d\tau, \qquad (3.14.5)$$

где ω — круговая частота процесса колебаний давления ($\omega = 2\pi f$, f — циклическая частота процесса).

При обработке зарегистрированного случайного процесса обычно получают спектральные плотности мощности колебаний давления в точках измерений, характеризующие ее распределение по частотам и определяющиеся соотношением:

$$\Phi(\omega) = \frac{1}{\pi} \int_{0}^{\infty} K(\tau) \cos(\omega\tau) d\tau. \qquad (3.14.6)$$

Здесь правая часть соотношения видоизменена с учетом четности подынтегральной функции. Спектральная плотность $\Phi(\omega)$ связана с дисперсией, характеризующей интегральную мощность случайного процесса пульсаций давления зависимостью:

$$\overline{p'^2} = \int_{0}^{\infty} \Phi(\omega) d\omega. \qquad (3.14.7)$$

В аэроакустике энергетические характеристики процессов пульсаций давления обычно описываются уровнями пульсаций давления в диапазоне частот Δf с центральной частотой диапазона f, которые определяются из соотношения, отображающего среднеквадратичные значения пульсаций давления, Па, на логарифмическую безразмерную шкалу единиц, отсчитываемую в децибелах:

$$L_{\Delta f}(f) = 10 \lg \left(\frac{\int_{f}^{f+\Delta f} \Phi(f) df}{P_0^2} \right), \qquad (3.14.8)$$

где P_0 — условное пороговое среднеквадратичное значение колебаний давления ($P_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Па).

При $\Delta f = 1$ Гц получаются уровни спектральной плотности пульсаций давления. Суммарный уровень, представляющий среднеквадратичное значение пульсаций давления во всем диапазоне частот, определяется соотношением

$$L_{\Sigma} = 20 \lg \left(\frac{\sqrt{(\overline{p'^2})}}{P_0} \right). \qquad (3.14.9)$$

Параметры пространственной взаимосвязи процессов пульсаций давления определяются функцией $\varphi(\xi, \eta, \omega)$ — взаимной по пространству спектральной плотностью колебаний давления между точками измерений, нормированной спектральной плотностью мощности $\Phi(\omega)$.

Многочисленные экспериментальные исследования процессов акустического давления и пульсаций давления показывают, что в большинстве практических приложений комплексную функцию нормированного взаимного спектра в однородном поле колебаний давления можно аппроксимировать соотношением с разделенными переменными:

$$\varphi(\xi, \eta, \omega) = |\varphi(\xi, 0, \omega)| \, |\varphi(\eta, 0, \omega)| \, e^{i\theta(\xi, \omega)} = e^{-\frac{\xi}{\lambda_\xi(\omega)}} e^{-\frac{\eta}{\lambda_\eta(\omega)}} e^{i\frac{\omega\xi}{U_\Phi(\omega)}}, \qquad (3.14.10)$$

где ξ и η — пространственные разделения (расстояния) между точками поверхности ЛА в направлениях распространения возмущений и ортогональном к нему соответственно; λ_ξ и λ_η — масштабы корреляции процессов в зоне поверхности ЛА с однородным полем случайных колебаний давления в направлении распространения возмущений и ортогональном к нему соответственно; $\theta(\xi, \omega) = \operatorname{arctg}[\operatorname{Im}(\varphi(\xi, \omega)) / \operatorname{Re}(\varphi(\xi, \omega))]$ — фаза

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нормированного взаимного спектра в направлении распространения возмущений; $U_ф$ — фазовая скорость распространения возмущений в направлении их конвекции.

Функции масштабов корреляции λ_l ($l = \xi, \eta$) и фазовой скорости $U_ф$ определяются из соотношений:

$$\lambda_l(\omega) = \int_0^\infty |\varphi(l,\omega)|\,dl;\ U_ф(\omega) = \mu_\xi\left(\frac{\omega\ \xi}{\theta(\xi,\omega)}\right), \quad (3.14.11)$$

где μ_ξ — функция, усредненная по всем значениям пространственного разделения ξ.

Масштабы корреляции, имеющие размерность длины, определяют размер зоны поверхности ЛА, в точках которой процессы колебаний давления существенно взаимосвязаны. Обычно эти параметры частотно-зависимы. Для акустических процессов масштабы корреляции, как правило, обратно пропорциональны частоте колебаний давления, а для процессов пульсаций давления они максимальны обычно на низких частотах и достигают значений нескольких толщин пограничного слоя.

Аэроакустические возмущения давления в подавляющем большинстве случаев перемещаются по поверхности ЛА с некоторой скоростью, называемой фазовой. *Фазовая скорость распространения акустической волны* между двумя точками поверхности ЛА определяется как проекция вектора скорости звука в среде с направления от источника до рассматриваемой зоны поверхности ЛА на прямую, соединяющую исследуемые точки поверхности ЛА. Для процессов пульсаций давления на обтекаемой потоком поверхности ЛА фазовая (конвективная) скорость соответствует скорости конвекции вихрей в турбулентном пограничном слое или слое смешения, при этом она пропорциональна средней скорости набегающего потока и зависит от частоты.

Функции спектральной плотности пульсаций давления $\Phi(f)$ на обтекаемой внешним потоком поверхности ракеты обычно гладкие, с плавным изменением амплитуд по частоте. Поэтому распространенным представлением энергетических характеристик процессов пульсаций давления являются 1/3-октавные спектры пульсаций давления

$$L_{1/3}(f_{1/3}) = 20\lg\left(\frac{\sqrt{\Phi(f_{1/3})\Delta f_{1/3}}}{P_0}\right). \quad (3.14.12)$$

Здесь $f_{1/3}$ — центральные частоты 1/3-октавных поддиапазонов частот, определяемые последовательностью {1; 1,25; 1,6; 2; 3,15; 4; 5; 6,3; 8}·10^n, где n = 1, 2, 3,..., а ширина поддиапазона $\Delta f_{1/3}$ пропорциональна значению его центральной частоты $\Delta f_{1/3} = (\sqrt[3]{2} - 1/\sqrt[3]{2}) f_{1/3}$.

При таком описании спектральная характеристика широкополосных пульсаций давления задается существенно меньшим массивом значений. Например, спектральная плотность в диапазоне частот от 20 Гц до 20 кГц описывается ~20 тыс. значений, а соответствующий 1/3-октавный спектр — 31 значением).

Расчетные методы

В принципе, решения аэроакустических задач можно получить *прямым численным моделированием* (*DNS*) полной системы уравнений Навье–Стокса в нестационарной постановке. Однако при использовании обычных схем *вычислительной газовой динамики* (*CFD*) акустические возмущения маскируются гидродинамическими, так как значения акустических параметров (акустические давление и скорость), по крайней мере, на три порядка меньше значений соответствующих гидродинамических параметров потока, что обуславливает необходимость применения разностных схем высокого порядка аппроксимации во всей исследуемой области. Кроме того, требуется использовать мелкие сетки и малый шаг по времени, соответствующие малым характерным временным и пространственным масштабам (~0,1 мс и ~0,001 м соответственно) высокочастотных составляющих аэроакустических процессов. Реализация такого подхода для практических задач неосуществима из-за отсутствия требуемых вычислительных мощностей.

Более экономичным представляется следующий метод. Решением *осредненных по времени уравнений Навье–Стокса* (*RANS*), дополненных различными эмпирическими моделями турбулентности, находятся значения осредненных составляющих и статистические характеристики нестационарных составляющих параметров течения. Наряду с этим, для описания акустических возмущений используется система уравнений Эйлера для малых возмущений поверх неоднородного потока, причем предполагается, что взаимное влияние потока и возмущений отсутствует.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Применение этого метода целесообразно в случаях, когда акустические возмущения распространяются через сильно неоднородную среду с большими градиентами скорости среднего потока и температуры, например, при расчетах выноса акустических возмущений из камеры сгорания реактивного двигателя через струю в окружающую среду.

Для расчетов дальнего акустического поля, формируемого компактной областью возмущенного течения, используются соотношения аэроакустической аналогии. Аналогия основана на предположении, что акустические возмущения переносятся в пространстве независимо от основного потока, а неоднородности потока являются лишь источниками звука.

Основой данного подхода служит уравнение Лайтхилла — линейное неоднородное волновое уравнение. Правая его часть описывает в общем случае неизвестные источники аэроакустических возмущений. Главное достоинство метода состоит в том, что при известных источниках звука акустическое поле для свободного пространства получается в виде обобщенных функций Грина. Данный подход оказывается особенно эффективным и экономичным в случаях, когда неоднородности среднего потока, в котором распространяются акустические возмущения, невелики, а источники акустических возмущений локализованы в ограниченной области поля течения, например, при расчете акустического поля изолированного винта.

Параметры гидродинамических источников аэроакустических возмущений можно получить либо экспериментально, либо с использованием решений, полученных методами вычислительной газодинамики, в частности, методом RANS.

Перспективными методами расчета гидродинамических источников для случаев фиксированных отрывных течений следов и струй являются активно развиваемые в настоящее время методы вихревой аэрогазодинамики, в частности, *метод дискретных вихрей*, в котором схема поля течения на каждом шаге расчета определяется решением уравнений для идеальной или вязкой среды. Далее выстраивается система присоединенных к телу и свободных дискретных вихрей — задаются конфигурация вихря, положение в пространстве и завихренность. Поля скоростей, индуцируемые системой, подчиняются основным интегралам сохранения, затем решается динамическая задача переноса (со скоростью потока) и диффузии вихревых структур.

Данный метод позволяет также определить поля пульсаций скорости, ее производной и составляющие тензора напряжений Лайтхилла.

Наряду с использованием в качестве исходных данных для задач аэроакустической аналогии, результаты расчетов по методу дискретных вихрей можно использовать для оценки характеристик пульсаций давления в зонах возмущенного обтекания твердых границ, например, в отрывных течениях на поверхности ЛА, в зонах натекания струй или следов и др.

3.14.2. АКУСТИКА И ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ ПРИ СТАРТЕ РАКЕТ

На участке старта РН подвергается интенсивному акустическому воздействию, которое обуславливает вибрацию ее конструкции, агрегатов, приборного оборудования и полезного груза.

При отходе РН от старта уровни акустического излучения значительно превышают уровни акустического излучения свободных струй двигателей на начальном участке полета после старта. Данный эффект связан с появлением дополнительного источника акустического излучения, порождаемого зонами взаимодействия струй двигателей с элементами стартового сооружения, и поворотом оси диаграммы направленности акустического излучения в сторону РН при развороте струй в газоходах СС.

Уровень акустического воздействия на РН в первом приближении пропорционален суммарной тяге двигателей. Но в то же время он зависит от таких параметров, как компоновочная схема ДУ РН, степени нерасчетности струй двигателей (отношение статического давления на срезе сопла к давлению в окружающей среде), числа Маха на срезе сопла и др. Так, в режиме течения с отрывом в сверхзвуковой части сопла, т.е. при меньшей тяге двигателя, чем при запущенном сопле, суммарный уровень акустического излучения вблизи струи не снижался, что наблюдалось при работе на режиме малой тяги центрального блока РН «Энергия». (Для дальнего поля пропорциональность мощности акустического излучения от суммарной тяги двигателей не нарушалась).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Старт РН может сопровождаться также возбуждением в спектре акустического излучения так называемых *дискретных составляющих*, т.е. значительным превышением уровней в узких полосах частот по сравнению с уровнями на соседних частотах.

Причинами появления *дискретных составляющих* могут служить:

обратные связи, реализующиеся в системе «струя–преграда» и порождающие самовозбуждающиеся автоколебательные процессы;

резонансные объемы, образующиеся твердыми стенками СС, хвостовой частью РН и жидкими границами струй двигателей (в случае компоновочных схем ДУ с так называемыми закрытыми донными областями — РН Н-I);

неустойчивая работа двигателя на режимах с пониженной тягой при переходе его на режим номинальной тяги во время старта РН.

Характерные частоты, на которых появляются дискретные составляющие, для тяжелых РН лежат в диапазоне от 10 до 150 Гц в зависимости от механизма их возбуждения и высот подъема РН над стартом.

Возникновение дискретных составляющих в спектре акустического воздействия приводит к дополнительному виброакустическому нагружению элементов РН, так как практически всегда в составе РН находятся элементы, собственные частоты которых совпадают с частотами дискретных составляющих.

Однако на частотах дискретных составляющих значительно повышается корреляция между пульсациями давления в точках на внешней поверхности РН, что также приводит к возрастанию нагрузки от пульсаций давления на данных частотах. Как показали экспериментальные исследования на моделях, даже если дискретная составляющая незначительно превышает уровни спектра на соседних частотах или, вообще, явно не выделяется в спектре, на частоте ее существования заметно возрастает взаимная корреляция между пульсациями давления в разных точках измерений. Данное обстоятельство служит признаком того, что в исследуемом процессе имеется склонность к возникновению дискретной составляющей, интенсивность которой следует уточнять, варьируя в испытаниях моделей различные параметры (табл. 3.14.1).

За последние годы резко ужесточились требования к виброакустическим воздействиям на отсеки ПГ РН в связи с запусками коммерческих аппаратов, состоящих в основном из радиоэлектронного оборудования. Высокие уровни аэроакустического воздействия (пульсаций давления) реализуются и на маршевом участке полета РН при максимальных скоростных напорах в зонах отрыва и под скачками уплотнения. Но в отличие от стартового участка, на котором высокие уровни акустического воздействия охватывают всю внешнюю поверхность РН, на маршевом участке полета воздействию высоких уровней пульсаций давления подвергаются лишь локальные зоны внешней поверхности РН. Акустическое воздействие является определяющим при старте РН, поэтому оптимальная конструкция стартового сооружения должна обеспечивать не только эффективный отвод от РН выхлопных газов двигателей, но и минимизировать акустическое воздействие на РН.

Задача решается с помощью различных мероприятий, примерами которых могут служить:

оптимизация геометрии внешних обводов элементов конструкции СС, на которые натекают струи двигателей;

установка защитных щитков и экранов, препятствующих распространению акустического излучения в сторону РН;

подача воды в струи двигателей и реализация многоярусных водяных завес;

разработка программ управления качанием осей двигателей, обеспечивающих для участка взаимодействия струй со стартом, т.е. в некотором диапазоне высот подъема РН над стартом, попадание струй в заданные зоны СС.

Перечисленные способы снижения акустического воздействия на РН при старте отрабатываются на экспериментальных установках. В том или ином виде рассмотренные мероприятия реализованы на различных РКС. Так, системами подачи воды в струи двигателей оснащены СС РН «Энергия», «Спейс Шаттл», «Зенит», «Ариан-5», «Зенит-3SL» и др.

Исследования показали, что эффективность подачи воды в струи двигателей существенно зависит от способов ее подачи и относительных расходов (отношение расхода воды к расходу газа через двигатели). Так, при подаче воды высоконапорными струями непосредственно под сопла двигателей при определенных расходах воды можно получить и отрицательный эффект.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СС для РН «Энергия» было оснащено системой подачи воды, состоящей из трех ярусов. Через первый и второй ярусы подавалась вода под сопла двигателей соответственно центрального и боковых блоков при их запуске для снижения ударно-волновых давлений. Третий ярус с наибольшим расходом воды создавал завесу над СС при подъеме РН на заданную высоту. Реализация системы подачи воды позволяла снижать суммарные уровни акустического воздействия в разных зонах внешней поверхности РН «Энергия» на участке старта от 6 до 10 дБ.

В исследованиях на моделях было также показано, что для снижения акустического воздействия на РН при старте может использоваться пена, обычно применяемая при пожаротушениях. Поскольку пена достаточно быстро разрушается, особенно при наличии струй двигателей, «подушку» из пены, создаваемую непосредственно перед запуском двигателей и окружающую хвостовую часть РН, необходимо подпитывать из пеногенераторов, причем с максимальной производительностью в течение нескольких секунд при отходе РН от старта.

Для дополнительного снижения акустического воздействия на отсек ПГ в большинстве случаев используется звукоизоляция, а также специальная конструкция и материалы для изготовления ГО, под которым размещается ПГ.

Методы и средства экспериментальных исследований. Вопросы моделирования

Несмотря на значительный прогресс в развитии расчетных методов решения задач аэрогазодинамики и бурный рост возможностей вычислительной техники, в настоящее время многие практические задачи не поддаются решению такими методами. Расчеты могут быть выполнены только для сильно упрощенных схем течений, что позволяет получать для практического использования, скорее, качественные, чем количественные результаты. К этим задачам относится определение характеристик акустического излучения, порождаемого системами «горячих» сверхзвуковых струй, взаимодействующих с препятствиями сложной геометрии, что имеет место при старте тяжелых РН.

Существуют также расчетные методы разработки отраслевых институтов и конструкторских бюро, относящиеся к так называемым инженерным методикам расчета. Все они в значительной мере основаны на использовании параметрических зависимостей, полученных путем обобщения различных экспериментальных данных. Уже по этой причине такие методы могут лишь условно называться расчетными. Оставаясь весьма полезными в инженерной практике для решения многих задач, они оказываются не пригодными для получения результатов в условиях, значительно отличающихся от тех предпосылок, в рамках которых разрабатывалась та или иная методика.

Таким образом, в целом ряде случаев единственным способом получения приемлемого для практического применения результата остается организация и проведение экспериментальных исследований, что подтверждается и мировой практикой.

Организация экспериментальных исследований прежде всего связана с решением задачи моделирования данных конкретных условий. Для полного моделирования необходимо обеспечить выполнение всей совокупности критериев подобия, что чаще всего практически неосуществимо. Поэтому на практике реализуют неполное моделирование, при котором воспроизводится не вся совокупность критериев подобия, а лишь их часть, составляющая набор определяющих критериев подобия. Их выбор для исследуемого процесса основывается на анализе известных экспериментальных данных с учетом общих физических соображений.

Из опыта экспериментальных исследований установлено, что определяющими критериями подобия для характеристик акустического излучения при взаимодействии горячих сверхзвуковых струй с преградой являются следующие безразмерные газодинамические параметры (индексы «а» и «∞« относятся соответственно к значениям параметров на срезе сопла и в окружающей среде, а индексы «мод» и «нат» — к модели и натуре):

число Маха на срезе сопел $(M_a)_{мод} = (M_a)_{нат}$;

относительная температура продуктов истечения на срезе сопел $(T_a/T_\infty)_{мод} = (T_a/T_\infty)_{нат}$;

нерасчетность струй $(P_a/P_\infty)_{мод} = (P_a/P_\infty)_{нат}$;

показатель адиабаты продуктов истечения на срезе сопел $(æ_a)_{мод} = (æ_a)_{нат}$, что легче всего достигнуть, используя на модельной установке те же компоненты топлива, что и на натурных двигателях;

число Рейнольдса для модели, определенное по параметрам на срезе сопел,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$(\mathrm{Re_a})_{\text{мод}} = \rho_o v_{max} d_a / \mu_a > 10^6$, т.е. режим течения на срезе модельных сопел должен быть турбулентным, как в натурных двигателях. Здесь ρ_o — плотность газа при торможении, v_{max} — максимальная скорость истечения, d_a — диаметр сопла на срезе, μ_a — динамическая вязкость газа при температуре стенки сопла T_a с принудительным охлаждением. Указанное значение числа Рейнольдса определяет минимально допустимый масштаб модели.

Модели РН и стартового сооружения должны быть геометрически подобными натурным. При этом наиболее точно воспроизводятся такие элементы геометрического подобия, как вынос срезов сопел за днище РН, конфигурация проходных сечений между стенками сопел и днищем РН, толщина стенок на срезе сопел. Необходимо также воспроизводить и относительно небольшие элементы конструкции СС, на которые могут натекать струи двигателей при отходе РН от старта.

Профили контуров модельных сопел должны обеспечивать подобие полей скоростей и давлений на срезе натурным полям. При этом угол между осью и стенкой внутреннего контура модельного сопла на срезе равен натурному углу.

Расстояния и боковые смещения модели РН относительно СС при испытаниях отсчитываются пропорционально масштабу модели. В случае возбуждения в исследуемых процессах существенных нестационарностей, например резкого возрастания уровней акустического излучения или возникновения дискретных составляющих в некотором диапазоне расстояний между моделями РН и старта, возникает необходимость проведения испытаний с непрерывным движением модели относительно старта. При этом характерные длительности в модельных испытаниях должны уменьшаться пропорционально масштабу: $(\Delta t)_{\text{мод}} / (\Delta t)_{\text{нат}} = (B)_{\text{мод}} / (B)_{\text{нат}}$, где B — характерный размер модели или натуры, т.е. мгновенные скорости в каждой сходственной точке траектории отхода модели РН от модели старта равняются натурным значениям, а соответствующие ускорения должны быть больше натурных пропорционально масштабу (считается, что $(B)_{\text{мод}} / (B)_{\text{нат}} < 1$).

Акустические испытания моделей проводятся в условиях отсутствия отражающих звуковые волны посторонних поверхностей, как это имеет место при старте натурных РН, за исключением пусков из шахт. Поэтому такие исследования осуществляются либо на стендах в акустически заглушенных помещениях, либо на стендах, размещенных на открытых площадках.

При воспроизведении на модели вышеуказанных критериев подобия и условий проведения испытаний уровни акустического излучения, или пульсаций давления, на модели будут соответствовать натурным значениям в сходственных полосах частот, т.е. спектры, полученные в модельных испытаниях, пересчитываются на натурные условия, исходя из равенства чисел Струхаля для модели и натурного изделия: $\mathrm{Sh}_{\text{мод}} = \mathrm{Sh}_{\text{нат}}$ ($\mathrm{Sh} = B \cdot f / a$; B, f — характерные размер и частота соответственно, a — скорость звука в окружающей среде) с сохранением уровней в относительных, например 1/3-октавных, полосах частот. При возникновении дискретных составляющих в спектре их часто́ты пересчитываются по числу Струхаля без изменения уровней.

Эксперименты на простейших моделях, например с использованием холодного воздуха в качестве рабочего тела струй, с которых обычно начинаются исследования для нового проекта, когда еще не окончательно выбраны компоновочные схемы РН и СС, позволяют избежать явных просчетов в принятии тех или иных проектных решений и разработать рекомендации для облика нового проекта. На данном этапе нет смысла создавать сложные и дорогостоящие модели, на которых наиболее полно воспроизводится набор определяющих критериев подобия. Такие модели создаются на заключительной стадии проектных разработок. Однако возникновение или отсутствие дискретных составляющих при испытаниях простейших моделей не позволяет сделать вывод, что то же самое будет и в натурных условиях.

Для решения данной проблемы необходимы модели с наиболее полным воспроизведением определяющих критериев подобия. В качестве примера рассмотрим некоторые аспекты, связанные с исследованиями характеристик дискретной составляющей, возникавшей в спектре пульсаций донного давления ракеты Н-I при отходе ее от старта.

По результатам испытаний маломасштабных моделей обнаружено, что в некотором диапазоне расстояний между моделями РН и старта (испытания с фиксированными рас-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

стояниями) в спектре пульсаций донного давления возникала дискретная составляющая, частота и уровень которой менялись с данным расстоянием.

Наиболее сложной оказалась задача прогнозирования максимального уровня этой дискретной составляющей, который может реализоваться в натурных условиях. Экспериментальные исследования показали, что на данный уровень существенно влияли значения газодинамических параметров струй, точность соблюдения геометрии внешних обводов верхней кромки тюбингового кольца (вплоть до мелких деталей), на которое ракета устанавливалась на старте, допустимое программой полета отключение двух или четырех из 24 периферийных двигателей, боковые смещения (или отклонения от вертикали) оси ракеты на начальном участке движения относительно оси старта. Также следовало учитывать, что в натурных условиях диапазон высот, где реализуется дискретная составляющая, ракета проходит за небольшой интервал времени с непрерывно возрастающей скоростью.

Из теории колебаний известно, чем у́же ширина пика резонансной кривой, т.е. чем выше добротность колебательной системы, тем большее число колебаний требуется совершить системе, чтобы она вышла на режим насыщения. В данном случае возникновение дискретной составляющей характеризует систему «струи—преграда» как систему с высокой добротностью, кратковременно пребывающую в состоянии самовозбуждения колебаний. Приближаясь к натурным скоростям отхода от старта, в исследованиях на маломасштабных моделях во время пуска иногда оказывалось проще перемещать не модель РН, а модель старта, показано, что в натурных условиях за время прохождения ракетой «критического» диапазона высот исследуемый процесс не успевает выйти на режим насыщения. «Раскачка» с возрастающей амплитудой и понижающейся характерной частотой продолжается всего в течение трех-четырех колебаний, за которыми следует затухание процесса вследствие выхода ракеты из диапазона высот, внутри которого реализуется режим автоколебаний. Корректируя с учетом этого результата данные, полученные при испытаниях моделей с газодинамическими параметрами струй, приближающимися к натурным значениям, в вариантах с фиксированными положениями моделей РН относительно старта или при «медленном» изменении расстояний в процессе пуска, например «бросковые» испытания твердотопливной модели масштаба 1:10 в Научно-исследовательском институте химического специального машиностроения), определены прогнозируемые для натурных условий характеристики дискретной составляющей. Данные характеристики впоследствии удовлетворительно согласовались с результатами измерений при летных испытаниях ракеты Н-I.

Особенность компоновочной схемы ДУ ракеты Н-I (6 расположенных по кольцу центральных двигателей внутри кольца из 24 периферийных двигателей) приводила к появлению еще одной дискретной составляющей, но уже вдали от старта. За счет эжекции струй двигателей давление в донной области при полете в плотных слоях атмосферы меньше окружающего, поэтому струи периферийных двигателей из-за перепада давлений отклонялись к оси ракеты, сливаясь в кольцевую струю и образуя «горло», через которое затруднялось прохождение расхода газа центральных двигателей. Взаимодействующие между собой струи центральных двигателей формировали обратное течение с неустойчивым расходом, своего рода режим «помпажа», которое, натекая на центральную зону днища ракеты, порождало в этой зоне интенсивные пульсации давления с ярко выраженной характерной частотой. Данный процесс продолжался до тех пор, пока взаимодействие расширяющихся с ростом степени нерасчетности центральных струй не приводило к образованию скачка уплотнения, который препятствовал прохождению к днищу ракеты всех ниже него по потоку возмущений.

Расходный механизм этого процесса порождал в донной области пульсации давления, называемые *псевдозвуком*. Его воздействию подвергалась только зона натекания обратной струи на днище ракеты, со смещением от нее наблюдался резкий спад уровня пульсаций давления. Возвратное течение к днищу существовало и далее, но теперь оно формировалось только начальными участками струй и носило устойчивый характер, порождая невысокий уровень пульсаций донного давления. Данная особенность процесса пульсаций для ракеты Н-I исследована на моделях в Научно-исследовательском институте тепловых процессов и подтвердилась летными измерениями.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Для моделирования газодинамических и акустических процессов жидкостных ракет часто используются модели с ДУ на твердом топливе. Такой выбор определяется их простотой и дешевизной по сравнению с моделями на ЖРД. Но на них не удается достичь температуры струй натурных ЖРД. Испытания таких моделей сопряжены с нестабильностью получаемых результатов из-за разброса параметров от пуска к пуску и сложностью поддержания постоянства параметров ДУ в процессе одного испытания. Данные недостатки устраняются на установках с модельными ЖРД, одна из которых описывается далее.

При исследованиях на моделях малого масштаба необходимо отметить следующие особенности. На малоразмерных моделях трудно или практически невозможно выдерживать геометрическое подобие натурному изделию, если на исследуемый процесс, как отмечалось ранее, оказывает влияние наличие мелких деталей. Возникают сложности и с измерениями, поскольку на малоразмерных моделях невозможно разместить минимально необходимое для корреляционных измерений количество датчиков акустического давления. Изготавливаемые малогабаритные датчики акустического давления обычно имеют недостаточную чувствительность. Вместе с тем с уменьшением размеров модели расширяется энергонесущий диапазон частот исследуемого процесса. Поэтому для исследования натурного процесса в интересующем диапазоне частот в модельных испытаниях этот диапазон должен быть расширен обратно пропорционально масштабу модели, что часто невыполнимо из-за технических ограничений существующих средств измерений.

Из указанных выше критериев подобия на модели с характерными размерами меньше натурных невозможно одновременно выдерживать натурные значения относительной температуры модельных струй и числа Рейнольдса. Но экспериментальные исследования показывают, что для турбулентного режима течения при числах Рейнольдса $Re > 5 \cdot 10^5$ уровни акустического излучения при взаимодействии струи с преградой начинают слабо зависеть от него. Данное обстоятельство позволяет корректно исследовать акустические процессы при старте тяжелых РН, таких как Н-I и «Энергия», на моделях масштаба 1:14–1:10 с модельными ДУ на ЖРД и твердом топливе. Известные в мировой практике акустические модели тяжелых РН (Ariane и «Спейс Шаттл») в стартовой конфигурации с температурой струй, близкой к натурной, также создавались в масштабе не менее 1:20.

В качестве примера на рис. 3.14.1 представлена экспериментальная установка мас-

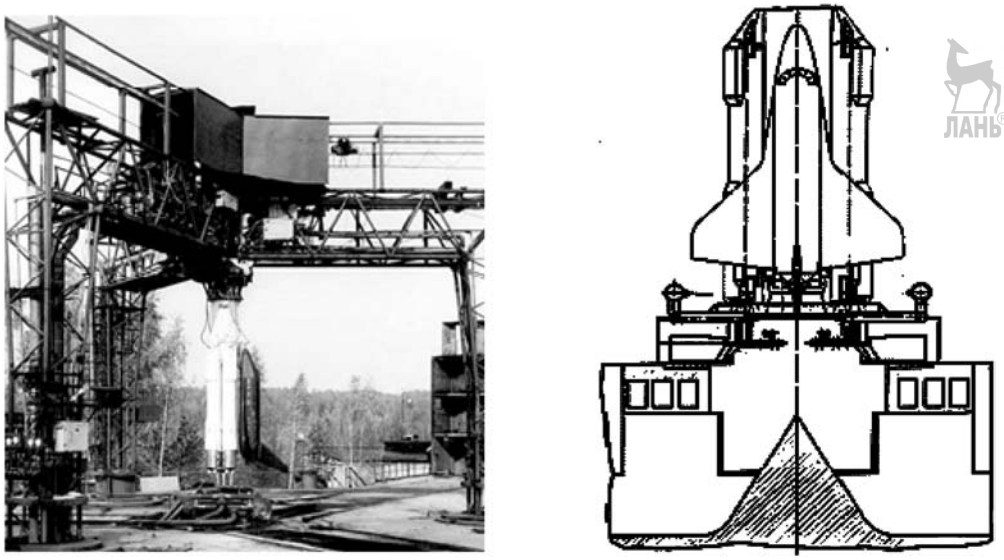


Рис. 3.14.1. Общий вид стенда для испытаний модельной установки М1:10

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

штаба 1:10, созданная под руководством РКК «Энергия», которая включала в себя модели РН «Энергия» с кораблем «Буран» и СС и предназначенная для исследования акустических воздействий на РКС. Для проведения испытаний установки на открытой площадке Научно-исследовательского института химического машиностроения был построен специальный стенд.

Как и в натурных условиях, модель СС заглублена в грунт. Силовая рама, на которой крепилась модель РН, с помощью гидроцилиндров позволяла перемещать модель РН как по вертикали, так и в любом направлении по горизонтали, обеспечивая таким образом воспроизведение произвольной траектории отхода натурного изделия от старта. Вместе с силовой рамой перемещались смонтированные на ней емкости с магистралями для подачи компонентов топлива к модельным ЖРД, а также кабельные линии систем управления и измерений. На модели СС смонтирована система подачи воды в струи модельной ДУ для исследования влияния подачи воды на снижение уровня акустического излучения при старте.

Условия открытого пространства при проведении испытаний на стенде максимально приближены к натурным. Все вспомогательные системы и конструкции на стенде либо размещены под «нулевой» отметкой модельной стартовой позиции, либо отводятся при проведении испытаний на удаленное расстояние. Стенд оснащался системой измерений, позволявшей регистрировать значения различных параметров ~1 тыс. датчиков. Из этого числа ~200 датчиков предназначались для измерения акустики и пульсаций давления в разных точках. Стабильность результатов, получаемых в повторяемых однотипных испытаниях, а также возможность получения при каждом отдельном испытании подробной картины акустического поля и распределения пульсаций давления благодаря значительному числу точек измерений, позволили провести исследования, значительно сократив первоначально планировавшийся объем испытаний.

Модельная установка наиболее полно удовлетворяла всей совокупности вышеприведенных критериев подобия. Для ее создания потребовалась прежде всего разработка специальных камер ЖРД с газодинамическими параметрами, близкими к параметрам натурных двигателей: 11Д521 для блоков А и 11Д122 для блока Ц. Такие камеры были разработаны в Конструкторском бюро «Энергомаш». В табл. 3.14.1 приведены значения основных безразмерных газодинамических параметров на срезе сопел модельных ЖРД в сравнении с натурными значениями.

Из табл. 3.14.1 видно, что безразмерные газодинамические параметры на срезе сопел модельных ЖРД совпадают или близки натурным значениям. Некоторые отличия от натурного состава продуктов истечения модельной камеры блока Ц вызваны использованием для нее тех же компонентов топлива, что и для камеры блока А. Создание модельных камер, работающих на разных компонентах топлива —

3.14.1. Значения основных безразмерных газодинамических параметров на срезе сопел модельных ЖРД в сравнении с натурными значениями

Наименование параметра	Обозначение	Блок А		Блок Ц	
		11Д521	МЖРД ЭУ360	11Д122	МЖРД ЭУ360
Число Маха	M_a	4,0	4,0	4,76	4,76
Нерасчетность у земли	P_a/P_∞	0,649	0,649	0,163	0,163
Относительная статическая температура (при $T_\infty = 288$ К)	T_a/T_∞	6,18	5,0	4,01	3,47
Показатель адиабаты	æ$_a$	1,21	1,24	1,24	1,26
Состав продуктов сгорания в мольных долях	H_2	0,101	0,164	0,244	0,196
	H_2O	0,389	0,326	0,756	0,294
	CO	0,253	0,289	Нет	0,324
	CO_2	0,257	0,221	Нет	0,186

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

керосин + кислород и водород + кислород как в натурных двигателях, приводило бы к значительному усложнению и удорожанию как самой модельной установки, так и стендовых систем для ее испытаний. Имея это в виду, а также учитывая, что в составе РН «Энергия» лишь четыре кислородно-водородных односопловых двигателя из 20-сопловой связки двигательной установки, принято решение об унификации компонентов топлива для всех модельных камер.

Однако такие крупномасштабные модели с «горячими» струями представляют собой достаточно сложные и дорогостоящие экспериментальные установки и создаются, как правило, лишь для уникальных РКС высокой стоимости. Результаты, получаемые на таких установках, достаточно хорошо согласуются с натурными измерениями. В качестве примеров на рис. 3.14.2 приведены 1/3-октавные спектры в сходственных зонах внешней поверхности натурной РН и модели, здесь жирная линия — измерения в полете, тонкая линия — пересчет модельных измерений на натурные условия.

Экспериментальные данные, накопленные за последние десятилетия при отработке ряда РКС и при проведении методических исследований, показывают, что при некотором снижении температуры струй приемлемые для практики результаты могут быть получены и на моделях малого масштаба (1:50 для системы «Энергия»—«Буран»). На более простых и дешевых маломасштабных моделях, на которых не выдерживается одновременно вся совокупность определяющих критериев подобия, можно организовать параметрические исследования и изучить влияние на исследуемый процесс того или иного параметра или их частичного набора, при этом значения выбранных параметров варьируются в достаточно широких пределах.

Анализ результатов таких параметрических исследований дает возможность скорректировать данные, полученные на моделях с неполным воспроизведением определяющих критериев подобия, особенно при наличии результатов акустических измерений при огневых стендовых испытаниях натурных двигателей и ракетных блоков. Примером успешной

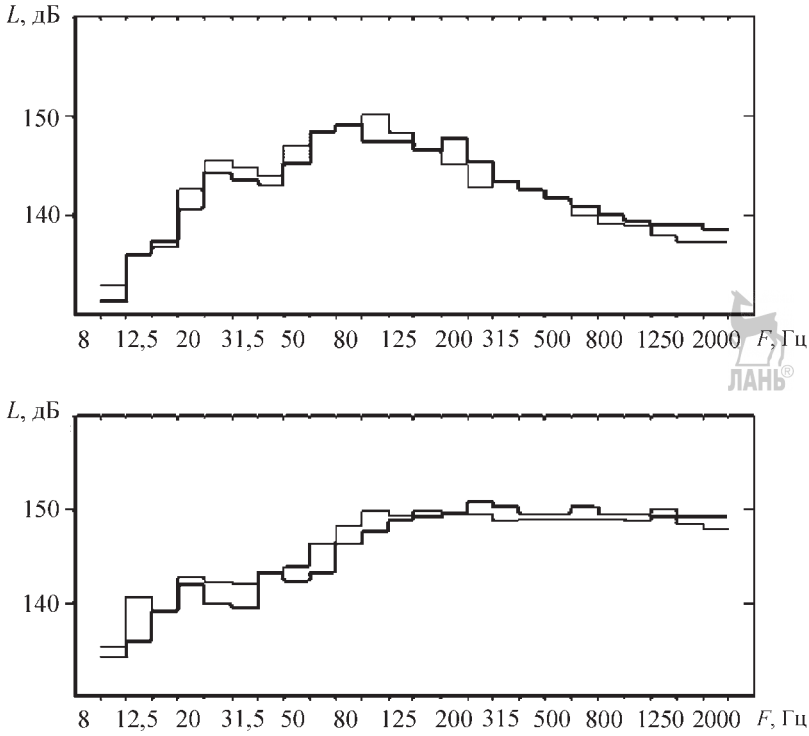


Рис. 3.14.2. Сравнение модельных (М = 1:10) и натурных 1/3-октавных спектров в сходственных зонах

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

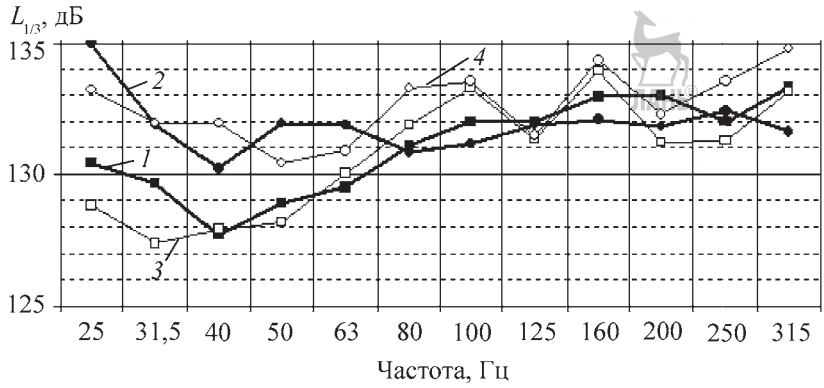


Рис. 3.14.3. Сравнение 1/3-октавных спектров акустического давления на внешней поверхности БПГ в натурных (Demosat) и модельных (модель масштаба 1:72) испытаниях для различных высот подъема РН над стартом:

1, *2* — модели h = 263 мм и 486 мм соответственно; *3*, *4* — натурные испытания H = 15,3...31,8 м и 29,1...50,3 м соответственно

реализации данного подхода являются исследования акустического воздействия на *блок полезного груза* (*БПГ*) РКН «Зенит-3SL» и на СП «Одиссей» международного проекта «Морской старт». Модели РКН и СП масштаба 1:72 испытаны на стенде РКК «Энергия» на открытой площадке.

Полученные экспериментальные данные в совокупности с результатами методических исследований по определению характеристик пульсаций давления под струями при их натекании на плоскую преграду в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения и влияния температурного фактора (Научно-исследовательский институт тепловых процессов) позволили надежно спрогнозировать акустическое воздействие на БПГ в полете.

На рис. 3.14.3 и 3.14.4 для разных высот подъема РН приведены спектры и суммарные уровни акустического воздействия на БПГ для комплекса «Морской старт» в сравнении с прогнозировавшимися на основе модельных испытаний, а на рис. 3.14.5 представлена зависимость суммарного уровня пульсации давления от высоты подъема РН в зоне воздействия струй на верхнюю палубу в натурных испытаниях. Датчики АДВП8, АДВП9 расположены на верхней палубе у проема ПУ.

Существенное отличие комплекса «Морской старт» от наземных комплексов в том, что

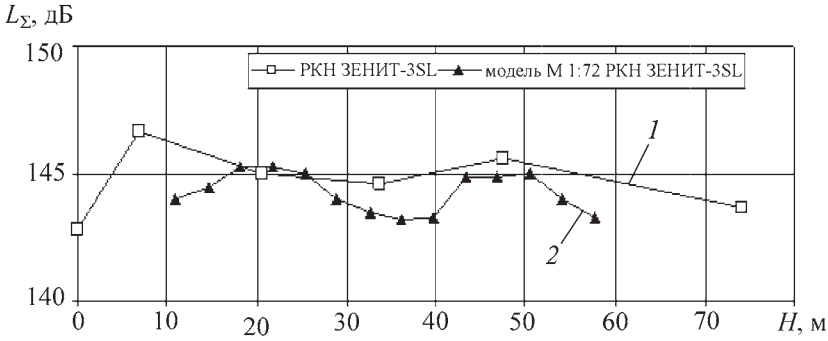


Рис. 3.14.4. Сравнение суммарных уровней акустического давления L_{Σ} на внешней поверхности БПГ в натурных (Demosat) и модельных (модель масштаба 1:72) испытаниях в зависимости от высоты подъема РН «Зенит-3SL» над стартом:

1 — натурные испытания; *2* — модель

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

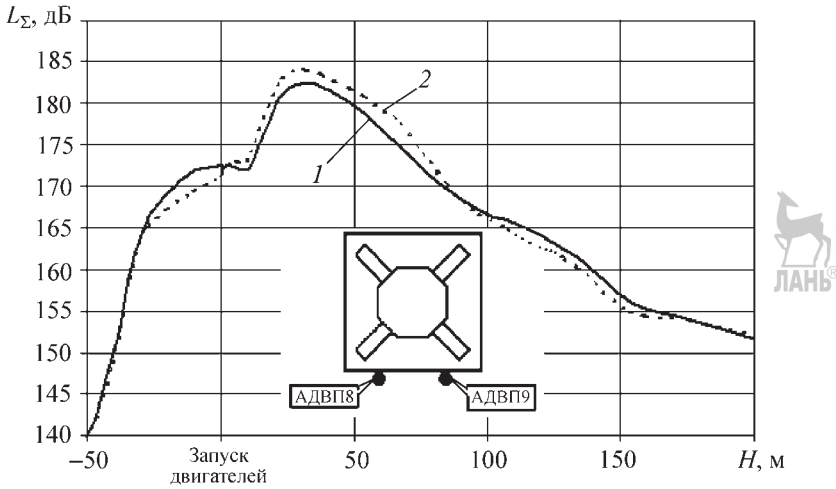


Рис. 3.14.5. Суммарный уровень пульсаций давления L_Σ в зоне воздействия струй на верхнюю палубу в натурных испытаниях в зависимости от высоты подъема РН:
1 — АДВП8; *2* — АДВП9

все стартовое оборудование размещалось в помещениях СП в непосредственной близости от ПУ и требовало разработки специальных мер защиты от виброакустических воздействий. Для этого стены помещений с оборудованием облицовывались звукопоглощающими покрытиями, оборудование устанавливалось на основаниях, крепящихся к полу через амортизирующие устройства, наиболее чувствительное заключалось в звукозащитные кожуха.

Одновременно разрабатывались мероприятия по минимизации газодинамического и акустического воздействий при старте РН «Зенит-3SL» на верхнюю палубу платформы, а также на размещенные на ней надстройки и оборудование.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Дементьев В.К., Решетин А.Г., Рыбак С.П.** Определение характеристик аэроакустических воздействий на поверхность ракетно-космических систем // Космонавтика и ракетостроение. 1995. № 3.

3.14.3. АЭРОАКУСТИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА РАКЕТЫ В ПОЛЕТЕ

При полете ракеты в плотных слоях атмосферы ее конструкция и оборудование подвергаются динамическим воздействиям, обусловленным пульсациями давления в обтекающем внешнем потоке.

Интенсивность пульсаций давления на внешней поверхности ракеты зависит от условий и режимов обтекания, определяющихся ее геометрическими обводами и параметрами траектории движения (число Маха, скоростной напор, угол атаки). Наиболее интенсивные пульсации реализуются обычно в диапазоне чисел Маха от 0,6 до 2,0.

Для геометрических обводов ракеты характерно наличие таких конфигураций, как конус–цилиндр, выступы и уступы (ступеньки, расположенные по потоку и против потока), изломы образующей, формирующие углы сжатия и разрежения, надстройки, узлы связей блоков и т.д. (см. гл. 3.1).

Данные особенности обуславливают локальные возмущения внешнего обтекания: отрывные течения различного типа (замкнутые и открытые отрывные зоны с фиксированными или свободными границами отрыва и присоединения потока), трансзвуковые, индуцированные и падающие скачки уплотнения, зоны турбулентного течения, в том числе с положительным продольным градиентом статического давления, вихревые жгуты и др. Такие зоны возмущенного обтекания поверхности ракеты подвержены интенсивным пульсациям давления.

Динамические воздействия на обтекаемую внешним потоком поверхность характеризуются общей интенсивностью, спектральным составом пульсаций давления (распреде-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

лением интенсивности пульсаций по частотам) и корреляционными характеристиками (параметрами взаимосвязи пульсаций давления в различных точках поверхности).

Общее свойство процесса пульсаций давления — пропорциональная зависимость их интенсивности от скоростного напора внешнего потока q.

В безотрывном турбулентном течении на обтекаемой поверхности ракеты среднеквадратические значения σ пульсаций давления составляют $(0{,}005...0{,}008)q$, причем большие значения соответствуют обтеканию шероховатых поверхностей при наличии на обтекаемой поверхности положительного продольного градиента статического давления, присоединенному турбулентному пограничному слою за отрывными течениями и т.д.

Среднеквадратичные значения σ в зонах отрывного обтекания поверхности ЛА для различных типов отрывных течений составляют $(0{,}01...0{,}05)q$. При этом минимальные значения характерны для зоны «плато» статического давления в развитом отрывном течении, например при обтекании уступа, а максимальные реализуются на линиях отрыва/присоединения потока в свободных отрывных течениях (с нефиксированными на обтекаемой поверхности линиями отрыва и/или присоединения потока). Свободные отрывные течения бывают, например, при поперечном обтекании цилиндра или некоторых углов сжатия.

На поверхности ЛА под фиксированными скачками уплотнения при сверхзвуковом обтекании, например скачок уплотнения перед клином или уступом, падающий или индуцированный скачок уплотнения, $\sigma = (0{,}08...0{,}12)q$.

Наиболее интенсивные пульсации давления со среднеквадратическими значениями σ до $0{,}2q$ генерируются при перестройках трансзвуковых течений (при перестройках течения за выпуклыми углами излома образующей составного тела конус–цилиндр–обратный конус и т.д.).

Спектры пульсаций давления в зонах с различными типами возмущенного обтекания также существенно отличаются как по форме, так и по интенсивности. Основная мощность пульсаций давления на низких частотах сосредоточена: под скачками уплотнения, на средних — в отрывных течениях, а на высоких — в турбулентных пограничных слоях.

Для иллюстрации на рис. 3.14.6 приведены изменение среднеквадратического суммарного уровня пульсаций давления на цилиндрической части головного обтекателя вблизи линии сопряжения с носовой частью головного обтекателя в процессе полета ракеты «Союз-ФГ», а на рис. 3.14.7 спектры пульсаций давления для различных режимов течения в этой зоне.

Из-за особенностей геометрических обводов ракеты и условий обтекания существует возможность взаимодействия локальных возмущенных течений. Так, при околозвуковом обтекании надкалиберного головного обтекателя перемещающийся вниз по его цилиндрической поверхности трансзвуковой скачок уплотнения может индуцировать отрыв потока на безотрывно обтекавшемся обратном конусе.

Тем не менее, за малым исключением (например, резонансные аэродинамические

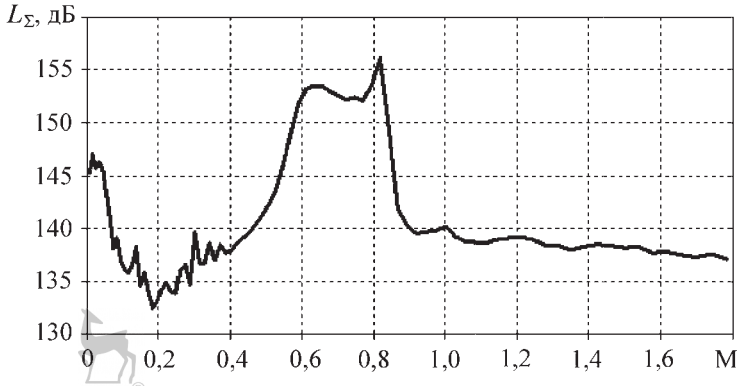


Рис. 3.14.6. Суммарные уровни пульсаций давления на цилиндрической поверхности головного обтекателя ракеты в полете (за линией сопряжения с носовым конусом)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

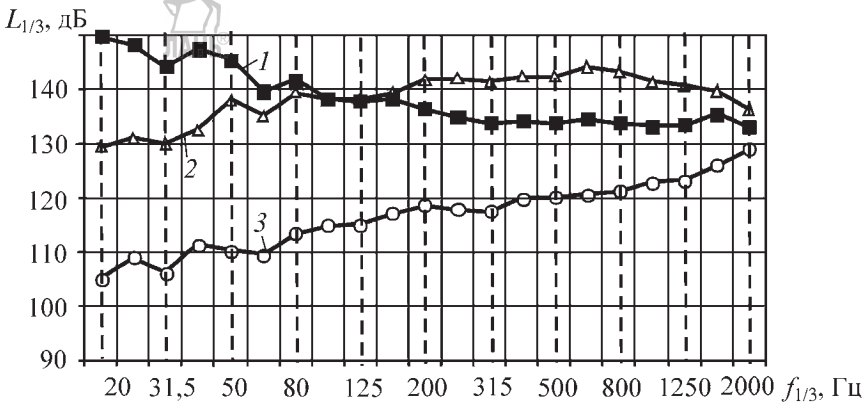


Рис. 3.14.7. Спектры пульсаций давления на цилиндрической поверхности головного обтекателя ракеты в полете (за линией сопряжения с носовым конусом):
1 — трансзвуковой скачок уплотнения, M = 0,8; *2* — отрывное течение, M = 0,65; *3* — турбулентный пограничный слой, M = 3

взаимодействия) среднеквадратичные значения пульсаций давления на обтекаемой поверхности ракет в полете соответствуют вышеприведенным оценкам, которые могут использоваться для расчетов динамического нагружения конструкции и оборудования ракет на ранних стадиях проектирования.

Спектры пульсаций давления в присоединенных турбулентных пограничных слоях, отрывных течениях и под скачками уплотнения при этом аппроксимируются соотношениями:

$$\Phi(f)/\sigma^2 = (1/f_0)/[1 + (f/f_0)^n]^{(n+1)/n}, \quad (3.14.13)$$

где $\Phi(f)$ — спектральная плотность пульсаций давления, $Н^2 \cdot с \cdot м^{-4}$; f — частота, Гц; σ — среднеквадратичное значение пульсаций давления, $Н/м^2$; f_0 — характерная частота, Гц.

Значения показателя степени n, а также соотношения для характерной частоты f_0 для различных условий обтекания приведены в табл. 3.14.2, где U_m — местная скорость обтекания непосредственно перед возмущением; δ_m — местная толщина пограничного слоя непосредственно перед возмущением.

3.14.2. Данные для расчета спектров пульсаций давлений

Условия обтекания	n	f_0
Турбулентный пограничный слой	0,9	$0{,}15U_m/\delta_m$
Отрывное течение	0,83	$0{,}1U_m/\delta_m$
Скачок уплотнения	1,55	$0{,}004U_m/\delta_m$

При всем многообразии реальных особенностей обтекания на ранних стадиях проектирования спектры пульсаций давления на поверхности ракеты в полете можно оценивать либо приведенными выше, либо их линейными комбинациями.

В основном спектры пульсаций давления на поверхности ракеты в полете широкополосные и гладкие, но в некоторых случаях, наряду с широкополосными пульсациями давления на поверхности ракеты, могут реализоваться значительно более интенсивные пульсации давления в узких полосах частот. Обычно они обуславливаются резонансными аэроакустическими явлениями либо неустойчивостью аэродинамического течения.

Примерами таких случаев являются аэроакустическое возбуждение или расходные колебания в межблочных каналах ракет с параллельной компоновкой ступеней, в кавернах и полостях, в том числе и на поверхности КА в процессе раскрытия и сброса створок ГО.

Характерные частоты таких явлений можно оценить по известным геометрическим параметрам и параметрам обтекания ракеты. Однако ввиду высокой чувствительности данных процессов к различным контролируемым (Re, α и др.) и неконтролируемым (возмущения в набегающем потоке, влажность окружающей среды и др.) факторам реальные уровни узкополосных колебаний определяются только измерениями при летных испытаниях.

На рис. 3.14.8 приведен для примера спектр пульсаций давления в межблочном

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

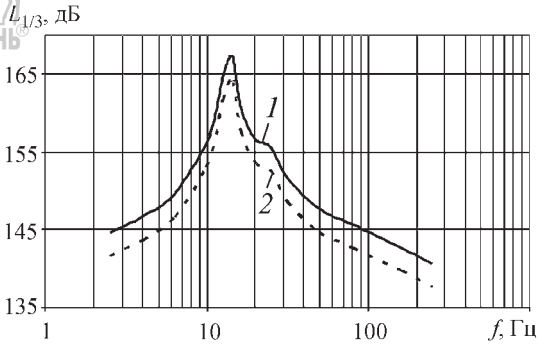


Рис. 3.14.8. Пульсации давления в межблочном канале МТКС «Энергия–Буран». Модель М1:50 в АДТ Т-109 ЦАГИ при М ~ 0,9 α = 0°:
1 — модель; *2* — пересчет на натуру

канале модели *многоразовой транспортной космической системы* (*МТКС*) «Энергия»–«Буран» с выраженной узкополосной составляющей на частоте ~700 Гц (М 1:50; М ~ 0,9; $\alpha = 0$).

Корреляционные характеристики пульсаций давления (масштабы корреляции и фазовая скорость) зависят от условий обтекания и частоты.

Для процессов пульсаций давления в присоединенном турбулентном пограничном слое и под скачками уплотнения масштабы корреляции принимают максимальные значения на низких частотах. Обычно они пропорциональны толщине пограничного слоя и составляют $(2...4)\delta_m$. Большие значения масштабов корреляции, достигающие на поверхности ракеты нескольких метров, реализуются в областях с отрицательным продольным градиентом местного статического давления.

В отрывных течениях масштабы корреляции пульсаций давления сопоставимы с размерами области отрыва.

Для процессов аэроакустического возбуждения резонансного типа или типа расходных колебаний пульсации давления могут быть полностью коррелированными во всей области явления.

Фазовая скорость процессов пульсаций давления на поверхности ракеты пропорциональна скорости набегающего потока U_∞ и составляет обычно $(0,3...0,8)U_\infty$, причем бóльшие значения соответствуют присоединенному турбулентному пограничному слою, а меньшие — зоне скачка уплотнения.

Воздействие газовых струй — еще один источник пульсаций давления на поверхности ракеты в полете. В донной области ракеты такой источник — возвратные газодинамические течения, порождаемые взаимодействием недорасширенных струй многосопловой ДУ ракеты. Боковая поверхность ракеты подвергается воздействиям струй, обеспечивающих отделение и увод ее блоков и ступеней, при этом газодинамическим воздействиям обычно подвергаются локальные зоны поверхности ракеты. Размеры зоны и интенсивность газодинамических пульсаций давления на подвергающейся воздействию поверхности зависит от ее геометрических обводов и положения относительно сопла двигателя, а также от газодинамических характеристик струй и параметров траектории полета ракеты. Интенсивные газодинамические воздействия от вспомогательных двигателей отделения, разделения и увода блоков ракеты непродолжительны, а их суммарные уровни не превышают 165 дБ.

Наиболее интенсивные пульсационные газодинамические воздействия реализуются при «горячем» разделении ступеней ракеты, когда использующиеся для разделения струи маршевого двигателя верхней ступени натекают на близко расположенные элементы нижней ступени, суммарные уровни газодинамических пульсаций давления на поверхности нижней ступени могут достигать 192 дБ.

Вопросы моделирования аэрогазодинамических пульсаций давления. Методы и средства экспериментальных исследований

Основой способ определения характеристик аэродинамических пульсаций давления на поверхности ракеты в полете на этапах ее проектирования — физическое моделирование обтекания модели ракеты (составных частей ракеты) в АДТ. При этом модель ракеты помещается для испытаний в рабочую часть аэродинамической установки, в которой создается однородный поток воздуха с требуемыми скоростями.

Для строгого моделирования процессов пульсаций давления при полете ракеты необходимо обеспечить выполнение требований геометрического, кинематического и динамического подобия ракеты и ее модели, а также натурного и модельного полей течения. Геометрическое подобие подразумевает модели-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

рование в масштабе внешних обводов ракеты и воспроизведение натурного значения пространственного угла атаки.

Набор критериев кинематического и динамического подобия определяется из системы нестационарных уравнений аэрогазодинамики, описывающих движение вязкой среды, например системы уравнений Навье–Стокса. В общем случае набор параметров подобия для моделирования полета ракеты в атмосфере состоит из чисел Маха, Рейнольдса, Струхаля, Прандтля и Нуссельта, а также показателя адиабаты среды.

К специфическим параметрам подобия процессов пульсаций давления относятся степень турбулентности с набегающего потока и интегральный масштаб турбулентности λ_i:

$$\varepsilon = \sqrt{\overline{u'^2}} / U_\infty; \qquad (3.14.14)$$

$$\lambda_I = \int_0^\infty R(\xi) d\xi; \qquad (3.14.15)$$

$$R(\xi) = \frac{\overline{u'(0)u'(\xi)}}{\varepsilon^2 U_\infty^2}, \qquad (3.14.16)$$

где $R(\xi)$ — коэффициент корреляции пульсационных составляющих скорости u' в двух точках турбулентного течения, расположенных на произвольном расстоянии ξ друг от друга; U_∞ — средняя скорость набегающего потока.

Данные критерии следуют из требования подобия касательных напряжений в турбулентном течении τ_w на обтекаемой поверхности и учитывают добавку к среднему напряжению, связанную с пульсационными составляющими скорости потока, которые обеспечивают дополнительный перенос количества движения. Само требование подобия связано с тем, что спектральная плотность мощности пульсаций давления в турбулентном пограничном слое на обтекаемой поверхности пропорциональна квадрату параметра τ_w.

Наиболее интенсивные пульсации давления на поверхности ракеты реализуются в диапазоне чисел Маха M = 0,6...2,0 (рис. 3.14.6). На этих режимах энергия тепловых процессов мала по сравнению с энергией инерционных и вязких процессов, что позволяет для воздушного потока ограничиться моделированием только по числам M и Re. Число Струхаля $\mathrm{Sh} = fL/U$ — параметр подобия, который используется для пересчета по частоте спектральных и корреляционных характеристик пульсаций давления, полученных в модельных испытаниях на натурные условия. Здесь f — частота, L и U — характерные линейный размер и скорость исследуемого явления. Интегральные и спектральные среднеквадратические значения пульсаций давления пересчитываются пропорционально отношению скоростных напоров натурного и модельного набегающего потока.

Имеющиеся экспериментальные и натурные данные свидетельствуют об отсутствии автомодельности по числу Рейнольдса процессов пульсаций давления в турбулентных течениях на поверхности ЛА. Однако существующие ограничения на предельную загрузку АДТ моделью для минимизации влияния границ потока, площадь миделя ракеты должна составлять не больше 1 % площади поперечного сечения рабочей части трубы, и реальные размеры ракет и рабочих частей АДТ допускают испытания моделей масштаба не более M1:30–M1:50. В этих условиях воспроизведение натурного числа Рейнольдса весьма проблематично.

Если натурные числа Re при модельных испытаниях не воспроизводятся, то высокочастотные процессы пульсаций давления не будут моделировать соответствующие процессы на натурной ракете. Поэтому для них недопустим формальный пересчет модельных данных, например спектров пульсаций давления, на натурные условия по числу Струхаля, что связано со следующим. Число Re характеризует соотношение сил инерции и вязкости в потоке. Турбулентный пограничный слой (слой смешения) можно представить совокупностью вихрей различного масштаба, перемещающихся со средней местной скоростью течения. Причем существует выраженная корреляция размеров вихрей и частот пульсаций давления на обтекаемой поверхности. Измерения фазовой скорости распространения возмущений показывают, что низкочастотные пульсации давления генерируются крупномасштабными вихрями, находящимися во внешней части пограничного слоя, а высокочастотные — мелкомасштабными в приповерхностном слое.

Число Re определяет диапазоны размеров вихрей и, соответственно, частот пульсаций давления (чисел Sh), в которых преобладают силы инерции или вязкости. Отличия модельного числа Re от натурного приводят к смещению границ данных диапазонов. При этом на

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

модели резкое снижение интенсивности высокочастотных пульсаций давления из-за сильной вязкой диссипации мелких вихрей происходит при меньших числах Sh, чем на натурной ракете. Поэтому пересчет модельных данных по пульсациям давления на натурные условия можно осуществлять только в «инерционном» диапазоне частот, для которого эффекты вязкости не будут определяющими.

Выражения для спектральных плотностей пульсаций давления на поверхности ЛА показывают, что основная мощность пульсаций давления в зонах возмущенного течения (отрывных течений, скачков уплотнения) сосредоточена на низких и средних частотах, а высокочастотные составляющие определяют энергию пульсаций давления только под присоединенным турбулентным пограничным слоем.

В промышленных аэродинамических установках степень турбулентности набегающего потока существенно выше значений данного параметра в свободной атмосфере. Кроме того, в рабочей части АДТ формируется интенсивное акустическое поле, обусловленное шумом, генерируемым при обтекании перфорированных стенок рабочей части трубы, элементов поддерживающего модель устройства и т.д. При этом среднеквадратичные значения фонового динамического давления в рабочей части АДТ на трансзвуковых режимах ее работы обычно составляют $\sigma \geq 0{,}01q$, тогда как в невозмущенном пограничном слое $\sigma = (0{,}005...0{,}008)q$, где q — скоростной напор набегающего потока. Поэтому измерения характеристик пульсаций давления в присоединенных турбулентных пограничных слоях на поверхности моделей в промышленных АДТ обычно оказываются недостоверными.

В результате, при наземных испытаниях геометрически подобных моделей ракет обычно исследуются характеристики пульсаций давления в зонах возмущенного течения (отрывные течения, скачки уплотнения и т.д.), при этом в АДТ воспроизводятся только числа Маха и углы атаки. Вместе с тем для минимизации эффектов немоделирования по числу Re масштаб модели, параметры потока АДТ и размещение средств измерений задаются таким образом, чтобы перед исследуемыми зонами поверхности модели воспроизводился режим развитого турбулентного течения.

В качестве критерия обычно используется значение динамического числа Рейнольдса:

$$\mathrm{Re}_\tau = \delta u_\tau / \nu_w > 1{,}5 \cdot 10^3, \qquad (3.14.17)$$

где δ — толщина турбулентного пограничного слоя; u_τ — динамическая скорость; ν_w — коэффициент кинематической вязкости среды для температурных условий на стенке;

$$u_\tau = \sqrt{\tau_w / \rho_w}; \qquad (3.14.18)$$

где ρ_w — плотность среды для температурных условий на стенке.

Оценки характеристик пульсаций давления в зонах присоединенного турбулентного пограничного слоя получают с использованием соотношений, основанных на обобщении результатов методических исследований в специализированных малотурбулентных АДТ, и измерений при испытаниях натурных ЛА.

Исследования спектральных и корреляционных характеристик пульсаций давления на поверхности моделей ракет в АДТ проводятся на установившихся режимах работы аэродинамической установки с фиксированными числом Маха потока и положением модели в рабочей части АДТ. Для получения статистически достоверных данных по корреляционным характеристикам процессы пульсаций давления регистрируются не менее 10 с. При исследованиях только спектральных характеристик пульсаций давления приемлемым считается проведение испытаний с непрерывным изменением числа Маха потока или угла атаки модели.

Испытания по возможности проводятся в АДТ, в которых реализованы специальные мероприятия по уменьшению фоновых возмущений в рабочей части (установка мелкоячеистых сеток на перфорированные стенки рабочей части АДТ, оптимизация положения створок диффузора и т.д.). Примеры таких установок — АДТ Т-109 ЦАГИ, У-21 и У-3М ЦНИИМаш.

Измерения пульсаций давления осуществляются датчиками давления, устанавливаемыми в выбранных зонах заподлицо с поверхностью модели. Использование дифференциальных датчиков, подключаемых по схеме с компенсацией статического давления, позволяет существенно повысить амплитудное разрешение динамической составляющей давления (пульсаций давления).

Амплитудно-частотная характеристика измерительного тракта должна быть линейной в широком диапазоне частот, по крайней мере

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

до 40 кГц, чтобы зарегистрировать процессы пульсаций давления на модели в энергонесущем диапазоне частот.

К датчикам, усилительно-преобразовательной аппаратуре, регистраторам и к кабельной сети предъявляются специальные требования: высокая помехозащищенность от фоновых электрических полей и вибраций, низкий собственный электрический шум, способность передачи на большие расстояния без затухания высокочастотных электрических сигналов.

Существенным требованием к чувствительному элементу датчика является необходимость малых размеров его приемной поверхности, что связано с малостью пространственных масштабов корреляции поля турбулентных пульсаций давления в потоке, обуславливающих уменьшение отклика датчика за счет усреднения высокочастотных случайных воздействий (пульсаций давления) по поверхности чувствительного элемента. Во избежание данных искажений линейный размер чувствительного элемента не должен быть больше, чем местная толщина вытеснения турбулентного пограничного слоя в зоне установки датчика на модели.

Чувствительный элемент датчика при малых размерах должен обладать высоким коэффициентом преобразования, поскольку минимальные амплитуды исследуемых пульсаций давления не превышают 100 Па.

Наиболее приемлемые для исследований пульсаций давления на моделях по совокупности значимых параметров: габариты, чувствительность, частотный диапазон, помехоустойчивость — тензорезистивные датчики давления, например датчики динамического давления типа 8506-2 фирмы Endevco, США, со специализированными усилителями-формирователями сигнала и источниками питания. Чувствительный элемент такого датчика представляет собой мембрану из кремния диаметром ~1 мм и толщиной ~10 мкм, в которой диффузионным способом сформирована электрическая схема — мостик Уинстона, запитываемая постоянным напряжением. При воздействиях пульсаций давления на мембрану ее деформация вызывает разбаланс сопротивлений в плечах мостика, обуславливающий пропорциональный воздействию выходной сигнал. Чувствительность датчика составляет ~10 мкВ/Па, верхняя граница частотного диапазона ~35 кГц, а диапазон измеряемых уровней пульсаций давления от 100 до 190 дБ.

Цикл экспериментальных исследований характеристик пульсаций давления на поверхности ракеты в полете состоит из нескольких этапов.

На первом этапе для различных режимов по числу Маха и углам атаки полета ракеты определяются особенности обтекания, приблизительные положения и размеры зон возмущенного обтекания ракеты, где возможна реализация интенсивных пульсаций давления. При этом используются результаты предварительных расчетных исследований, а также данные по визуализации течения и исследованиям распределения давления на других моделях данной ракеты.

На втором этапе с учетом возможностей и параметров существующих АДТ и задач исследования выбирается конфигурация и масштаб модели, анализируется полнота ее соответствия требованиям моделирования. В ряде случаев, из-за ограниченных размеров АДТ, исследования проводятся на модели фрагмента ракеты: космической головной части, включающей головной обтекатель, третью ступень и фрагмент второй ступени ракеты и т.д. Далее разрабатывается программа испытаний, выполняются предварительные оценки диапазонов характеристик пульсаций давления для выбранных режимов испытаний и зон поверхности модели.

На третьем этапе на основе анализа характеристик и возможностей имеющихся датчиков, преобразовательной и регистрирующей аппаратуры и условий их размещения на стенде АДТ формируется система измерений и регистрации процессов пульсаций, максимально удовлетворяющая задачам исследований. Разрабатывается схема расстановки датчиков на модели, а также техническое задание на ее проектирование и изготовление.

Четвертый этап состоит в проектировании и изготовлении модели, монтаже, настройке по амплитудному и частотному диапазонам, калибровке системы измерений и регистрации, монтаже собранной модели в рабочей части АДТ и тестовых испытаний для проверки функционирования всех систем.

Затем выполняется программа испытаний. В процессе испытаний производятся экспресс-анализ результатов измерений, на основании которого уточняются параметры настройки системы измерений и регистрации. Также по этим данным может уточнять-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ся и корректироваться сама программа испытаний.

На завершающем этапе выполняется обработка и анализ результатов испытаний, пересчет модельных данных по пульсациям давления на натурные условия с учетом неполного моделирования и ограничений измерительной системы, сопоставление результатов с предварительными прогнозами и формирование исходных данных по пульсациям давления для документации по проектируемой ракете.

Аналоговые сигналы от систем измерений преобразовываются в цифровой формат быстродействующими аналогово-цифровыми преобразователями и регистрируются на специализированные магнитные регистраторы или на устройства хранения ЭВМ. Обработка зарегистрированных процессов производится на ЭВМ, оснащенных специализированным программным обеспечением — виртуальными осциллографом, среднеквадратичным детектором, оснащенным цифровыми частотными фильтрами и двухканальным анализатором спектра, построенным на алгоритмах быстрого преобразования Фурье.

Обычные процедуры обработки экспериментальных данных состоят в следующем:

анализируются записи зарегистрированных сигналов на виртуальном осциллографе и отбраковываются недостоверные данные (сбойные явления, импульсные помехи, высокий шумовой фон и превышение сигналов диапазона измерений); производится удаление тренда и фильтрация сигналов (при необходимости); кондиционированные данные пересчитываются в размерные величины давления; осуществляется привязка данных к режимам испытаний;

выполняется обработка для получения среднеквадратичных значений (суммарных уровней) пульсаций давления; анализируются зависимости суммарных уровней в точках измерений от числа Маха потока и углов атаки модели, а также их распределение по поверхности модели; определяются режимы максимальных воздействий для последующего спектрального и корреляционного анализа;

выполняется обработка для получения 1/3-октавных спектров пульсаций давления на ранее выбранных режимах; анализируются особенности спектров (выраженные локальные максимумы на отдельных частотах), изменения спектральных уровней по режимам и по поверхности модели; формируются задания для узкополосного спектрального и корреляционного анализа (корреляционный анализ обычно производится только для компактно расположенных на поверхности модели точек);

выполняется обработка для получения узкополосных спектров и корреляционных характеристик; при наличии в спектрах пульсаций давления *узкополосных составляющих* (*УС*) выполняется дополнительный анализ для определения уровней и ширины УС в частотной области; первичные данные по корреляционным характеристикам обычно получаются в формате частотно-зависимых функций когерентности и фазы взаимного спектра для выбранных пар точек измерений;

проводится обработка реализаций исходных процессов пульсаций давления и процессов, отфильтрованных в диапазонах частот, где имеются узкополосные составляющие, для определения функций плотности вероятности распределения амплитуд и анализа их отличий от нормального (гауссова) закона распределения.

3.14.4. АКУСТИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ПРИ НАЗЕМНОЙ ПОДГОТОВКЕ И В ПОЛЕТЕ

В процессе подготовки и выведения на орбиту КА их конструкция, приборы и оборудование подвергаются воздействиям акустического шума.

Данные воздействия вызывают вибрационное нагружение элементов конструкции и оборудования, которое может привести к нарушениям в функционировании систем КА и к механическим повреждениям элементов конструкции, приборов и оборудования.

Наиболее критичны к акустическим воздействиям такие элементы КА, как панели СБ, антенны, электронные и оптические приборы.

При старте и полете ракеты КА находится внутри головного обтекателя ракеты, защищающего его от непосредственного воздействия аэродинамического потока и внешнего акустического поля. Поэтому акустические воздействия на КА определяются акустическим полем, формирующимся под головным обтекателем.

Характеристики акустического давления под обтекателем зависят от параметров воз-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

действий на внешнюю поверхность головного обтекателя, характеристик его конструкции, включая собственные частоты колебаний и коэффициенты демпфирования, его звукоизолирующих свойств, формы КА, коэффициентов звукопоглощения покрытий внутренней оболочки головного обтекателя и поверхностей КА, степени заполнения КА объема головного обтекателя. Характеристики внешних акустических воздействий на головной обтекатель определяются конфигурациями ракеты и ее ДУ, пускового стола и газоотводящих лотков, параметрами струй двигателей и траектории стартового участка движения ракеты.

Для большинства эксплуатирующихся РН среднего и тяжелого класса (РН «Союз», «Протон», «Зенит», Ariane и др.), несмотря на многофакторную зависимость параметров акустической среды под головным обтекателем, максимальные значения прогнозируемых суммарных уровней акустических воздействий на КА находятся в сравнительно узком диапазоне (138...142) дБ.

Эксплуатационные характеристики акустической среды под головным обтекателем при старте и полете ракеты приводятся в справочниках пользователей РКК в форме октавных или 1/3-октавных спектров. На рис. 3.14.9 приведены для иллюстрации такие данные для нескольких ракет. В отличие от суммарных вариация уровней спектров акустической среды под головным обтекателем для различных ракет более значительна и может достигать 10 дБ.

В процессе выведения головные обтекатели ракет сбрасываются после прохождения плотных слоев атмосферы, что позволяет увеличить предельную массу выводимого ПГ. Обычно для минимизации аэродинамических воздействий на КА сброс головного обтекателя рекомендуется осуществлять при значениях скоростного напора набегающего потока $q < 40$ Па, однако часто на практике данные значения существенно превышаются.

В таких случаях КА подвергается значительным стационарным и нестационарным аэродинамическим воздействиям. Например, при выведении транспортного грузового корабля «Прогресс» на РН «Союз» сброс створок головного обтекателя происходит при скоростном напоре, достигающем ~(100... ...150) Па. Характерная схема взаимодействия набегающего потока с раскрывающимися створками головного обтекателя и расположенным под ними кораблем показана на рис. 3.4.10. При этом в некотором диапазоне углов раскрытия створок головного обтекателя в зазоре между створками и кораблем возникают интенсивные расходные колебания давления с преобладающей частотой $f \sim 30$ Гц (рис. 3.14.10). Максимальные амплитуды колебаний давления при старте и полете ракеты превышают на данной частоте амплитуды акустического давления под головным обтекателем.

Рис. 3.14.9. Спектры акустического давления под головным обтекателем ракеты на старте

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

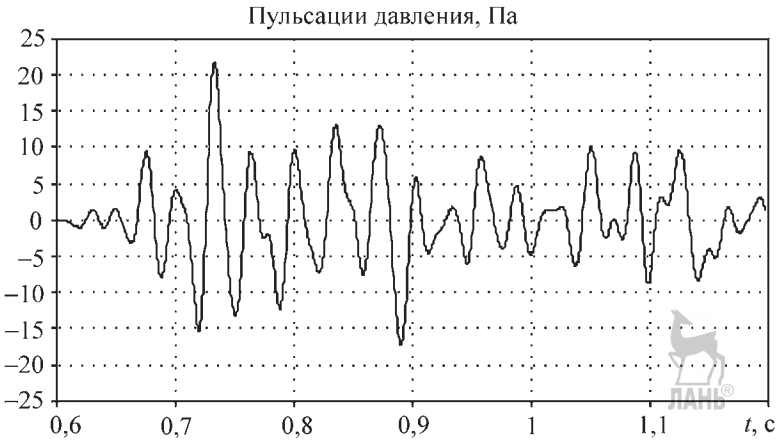


Рис. 3.14.10. Пульсации давления на транспортном грузовом корабле «Прогресс» после сброса створок головного обтекателя РН «Союз»

В ряде случаев створки ГО разделяются с помощью твердотопливных реактивных двигателей. Потоки газа струй этих ДУ могут достигать КА, при этом его элементы будут испытывать дополнительное динамическое воздействие, обусловленное газодинамическими пульсациями давления.

При подготовке к запуску КА подвергается акустическим воздействиям, обусловленным шумом *воздушных систем обеспечения теплового режима* (*ВСОТР*) КА и приборных отсеков ракеты. Значения суммарных уровней акустических воздействий на КА при работе ВСОТР могут составлять от 95 до 115 дБ. Данные уровни акустических воздействий существенно ниже эксплуатационных на КА при выведении. Однако продолжительность их действия до 1000 раз превышает длительность акустических воздействий на КА при старте ракеты. Такие длительные воздействия на КА могут привести к усталостному повреждению элементов конструкции и оборудования КА и должны учитываться при оценках работоспособности и ресурса КА.

В процессе адаптации КА к выбранной РН разработчик КА проводит верификацию (испытаниями в акустических камерах и/или расчетами) соответствия конструкции, систем и оборудования КА акустическим условиям под головным обтекателем ракеты.

При запуске КА акустическая среда под головным обтекателем обычно контролируется средствами телеметрических измерений.

3.14.5. АКУСТИЧЕСКАЯ СРЕДА В ОБИТАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТАХ. СРЕДСТВА СНИЖЕНИЯ ШУМА

Условия в жилых отсеках космических станций, в которых находится экипаж во время длительных экспедиций, имеют большое значение для работоспособности и здоровья экипажа.

Очевидно, что конструкция модулей станции и размещаемого в них оборудования разрабатываются при жестких ограничениях на массогабаритные характеристики. Высокая плотность монтажа различного оборудования, в составе которого достаточно много шумящего, создает трудноразрешимую проблему обеспечения приемлемых уровней шума в очень ограниченных объемах.

Действующий в продолжение всего многосуточного полета шум, превышаемый по санитарно-гигиеническим нормам допустимый уровень во время активной деятельности и даже во время сна экипажа, наряду с другими неблагоприятными факторами космического полета, приводит к повышенной утомляемости космонавта и снижению его слуха. Данное обстоятельство и возрастающая неразборчивость речи при восприятии голосовых команд или звуковых сигналов тревоги на фоне шума сказываются на безопасности полета. Однако по разным причинам обеспечение приемлемых уровней шума, действующих на экипаж в космическом полете, не входило в число первоочередных задач, особенно на первых этапах развития пилотируемой космонавтики. Но с

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

увеличением длительности пилотируемых полетов, а также с расширяющимся международным сотрудничеством в этой сфере стали повышаться требования к комфортности условий для работы экипажей КА.

Поскольку модули космической станции являются единичными уникальными изделиями, сильно отличающимися по своему функциональному назначению, не представляется возможным характеризовать их с общих позиций, как например пассажирские самолеты. В то же время снижение шума на примере СМ МКС демонстрирует возможные пути успешного решения этой проблемы.

Источники шума в служебном модуле МКС

СМ — основное место пребывания экипажа МКС в многосуточном полете. В его объеме выделены приборный отсек, где смонтированы кабельная сеть и основная часть оборудования, рабочий отсек для работы и две каюты для сна экипажа. Рабочий отсек и каюты отделены от приборного отсека панелями интерьера (рис. 3.14.11).

СМ в течение суток насыщен работающими постоянно или длительные периоды времени шумящими агрегатами, которые составляют основу систем жизнеобеспечения. К таким системам относятся системы вентиляции, кондиционирования, очистки воздуха от вредных примесей, терморегулирования. Непосредственными источниками постоянно действующего шума являются входящие в данные системы такие элементы, как вентиляторы, насосы, компрессоры, электроприводы различного назначения, механические регуляторы, участки воздуховодов, выпускные решетки и др.

Для поддержания своего физического состояния членам экипажа необходимо значительное время уделять упражнениям на специальных тренажерах, механизмы которых пока не удается сделать малошумными. Помимо этого, имеются кратковременно действующие источники шума, такие как срабатывающие клапаны, научное оборудование для предусмотренных экспериментов, средства радиосвязи. Дополнительные шумы возникают при проведении работ по профилактическому обслуживанию и ремонту оборудования, при разговорах, которые членам экипажа приходится вести с повышенной громкостью на фоне шумовых помех, стуках и прочих звуках, вызванных деятельностью экипажа. Дополнительные шумы усугубляют акустическую обстановку в СМ и усложняют решение проблемы по обеспечению допустимых значений уровня шума в обитаемых отсеках.

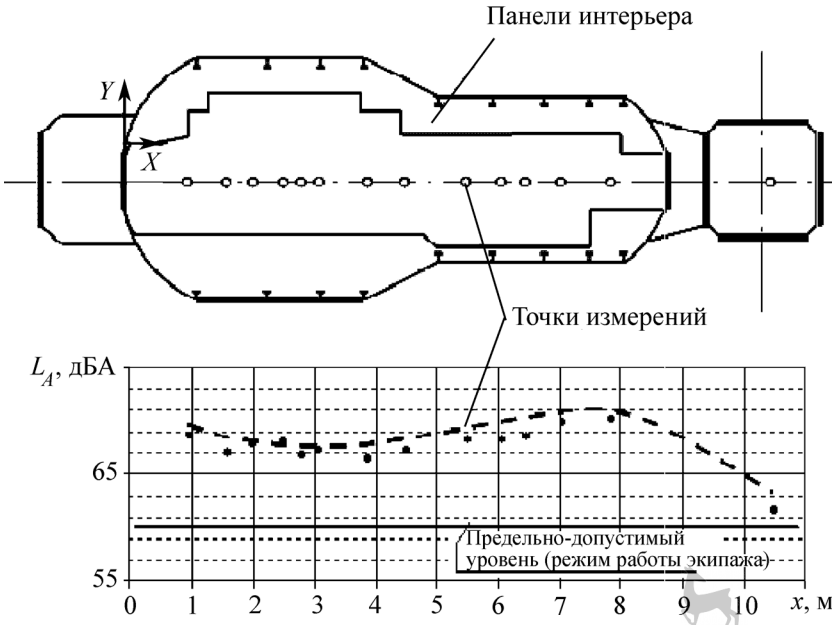


Рис. 3.14.11. Уровни шума в летном служебном модуле

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Критерии оценки и требования по шуму в обитаемых отсеках космических аппаратов

Международных норм на допустимые уровни шума в обитаемых отсеках КА не существует. В России действует ГОСТ Р 50804–95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования», рекомендации которого применительно к МКС вошли составной частью в российско-американский норматив «Объединенный документ НАСА/ РКА по спецификациям и стандартам для российского сегмента МКС (SSP 50094)», введенный в действие в 1996 г.

В качестве единицы оценки шумов, действующих на человека, обычно используется уровень L_A, измеряемый в децибелах с коррекцией по шкале A (дБА), которая учитывает неравномерную чувствительность среднестатистического человеческого слуха к звукам с одним и тем же уровнем на разных частотах слышимого диапазона. Следует заметить, что уровень L_A не является во всех случаях точной характеристикой восприятия шума и служит его приближенным критерием.

Для продолжительности полета свыше 30 суток документ SSP 50094 устанавливает максимально допустимые уровни звука в обитаемых отсеках КК и методы их измерения. В соответствии с SSP 50094 шум от постоянно действующих источников нормируется предельным спектром звукового давления в дБ в октавных полосах частот со среднегеометрическими их значениями 31,5...8 000 Гц, а также интегральными уровнями звука L_A и эквивалентными уровнями звука $L_{A\,экв}$, измеряемыми по шкале A в дБА. Под эквивалентным уровнем шума $L_{A\,экв}$ подразумевается величина, равная уровню постоянного шума, который имеет такую же энергию.

При постоянно действующих источниках шума допустимые уровни звукового давления в октавных полосах частот, уровни звука и эквивалентные уровни звука в обитаемых отсеках российского сегмента МКС, устанавливаемые отдельно для режимов работы и сна экипажа, указаны в табл. 3.14.3.

С учетом дополнительных непостоянно действующих источников шума общий уровень звука за сутки, измеренный в дБА, и время его воздействия не должны превышать допустимые значения, приведенные в табл. 3.14.4. При этом эквивалентный уровень для периода активной деятельности экипажа не должен превышать 60 дБА.

3.14.3. Допустимые уровни звука и звукового давления в обитаемых отсеках космического корабля при продолжительности полета свыше 30 суток

Среднегеометрическое значение частот, Гц	Уровни звукового давления, дБ	
	работа	сон
63	79	71
125	70	61
250	63	54
500	58	49
1000	55	45
2000	52	42
4000	50	40
8000	49	38
Эквивалентные уровни звука, дБА	60	50

3.14.4. Максимально допустимые увеличения уровней звука за сутки в обитаемых отсеках и в местах кратковременного пребывания членов экипажа при работе дополнительных источников шума в зависимости от времени их воздействия

Максимальное время воздействия, ч	Допустимые увеличения уровней воздействия, дБА
4	+5
2	+10
1	+15
0,5	+20

Для тонального и импульсного звука допустимые уровни принимаются на 5 дБ меньше значений, указанных в табл. 3.14.3. К тональным относят звук, в спектре которого имеются слышимые дискретные тона, тональный характер звука устанавливается измерением в 1/3-октавных полосах частот по превышению уровня в одной полосе над соседними не менее, чем на 10 дБ. Импульсный — один или несколько звуковых сигналов, каждый длительностью менее одной секунды, при этом уровни звука (дБА), измеренные шумомером на режимах «медленно» и «импульс» отличаются не менее, чем на 10 дБА.

На рис. 3.14.11 приведено распределение по длине рабочего отсека СМ интегрального

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

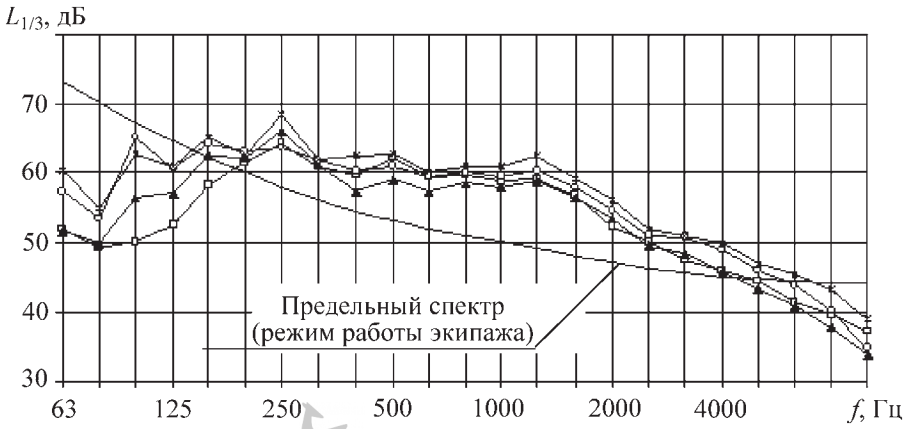


Рис. 3.14.12. Спектры шума в летном служебном модуле при работе всех постоянно действующих источников

уровня шума в сравнении с предельно допустимым при работе только постоянно действующих бортовых систем на начальном этапе эксплуатации. Данные результаты, полученные при измерениях в СМ перед его запуском при наземных испытаниях, показали, что во всех зонах рабочего отсека уровни шума в два-три раза превышают допустимый [1] (режим работы). Более чем в два раза выше нормативного оказался и уровень шума в каютах (режим сна).

Превышение уровней шума в разных точках измерений, как показано на рис. 3.14.12, реализуется за счет спектральных составляющих в диапазоне частот от 200 Гц до 4 кГц, т.е. в частотном диапазоне, охватывающем наибольшую чувствительность слуха человека к звуку.

Учитывая невозможность доработки СМ до старта в процессе его подготовки к запуску в 1999 г., планировалось осуществить реализацию мероприятий по снижению шума в процессе эксплуатации модуля на орбите.

Методы снижения шума в модулях МКС

Наиболее многочисленные источники шума в модулях — вентиляторы различных типов, входящие в состав бортовых систем жизнеобеспечения. Кроме того, вентиляторы присутствуют во многих приборных системах, обеспечивая требуемый температурный режим их работы.

Процесс шумообразования включает в себя наряду с шумом, генерируемым воздушными потоками в свободном пространстве или при течении в воздуховодах, а также при натекании на различные препятствия, и вторую составляющую — структурный шум, порождаемый акустическим излучением элементов конструкции, на которых закреплены агрегаты, источники вибрации.

Работа вентиляторов и насосов, как и всех реальных механизмов, имеющих в своем составе движущиеся части, сопровождается вибрацией с передачей ее на узлы крепления и дальнейшим распространением по несущей конструкции. Поэтому для снижения общего шума необходимо подавлять воздушный и структурный шумы.

Разработаны следующие средства снижения шума [2], предварительная отработка которых проводится на стендах в процессе автономных испытаний бортовых систем и на комплексном стенде модуля, аналогом летного модуля:

маты из рыхловолокнистых или резиносодержащих материалов, дополнительно устанавливаемые на ряд панелей интерьера для увеличения их звукоизолирующей способности;

звукоизолирующие кожухи для отдельных компактно смонтированных систем;

глушители шума на входе и выходе ряда вентиляторов;

звукопоглощающие покрытия, устанавливаемые на корпуса вентиляторов, насосов и компрессоров;

виброизоляторы в узлах крепления вентиляторов, насосов и компрессоров;

акустические экраны, ослабляющие проникновение звука в рабочий отсек от отдельных источников;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вибродемпфирующие покрытия для участков жестких воздуховодов и тонкостенных элементов конструкций, подверженных воздействию вибрации.

Разрабатываемые средства снижения шума не должны ухудшать тепловые режимы работы оборудования и создавать дополнительные сопротивления в трактах системы вентиляции. Из-за плотного монтажа оборудования в модулях вблизи источников шума в большинстве случаев нет свободных зон, чтобы разместить достаточно эффективные устройства снижения шума.

На рис. 3.14.13 и 3.14.14 приведены примеры различных средств снижения шума вентиляторов.

Перечисленные выше способы снижения шума относятся к пассивным средствам, снижающим шум от отдельных источников на 3...10 дБ, что позволяет снизить общий уровень шума в обитаемых отсеках на 4...6 дБ.

Дополнительно для снижения шума на время сна экипажа разрабатывается специальный режим работы системы вентиляции, предусматривающий возможность отключения одних вентиляторов и перевода на пониженную скорость вращения других.

Заслуживает внимания идея снижения шума активными методами с применением адаптивных электронно-акустических устройств, ге-

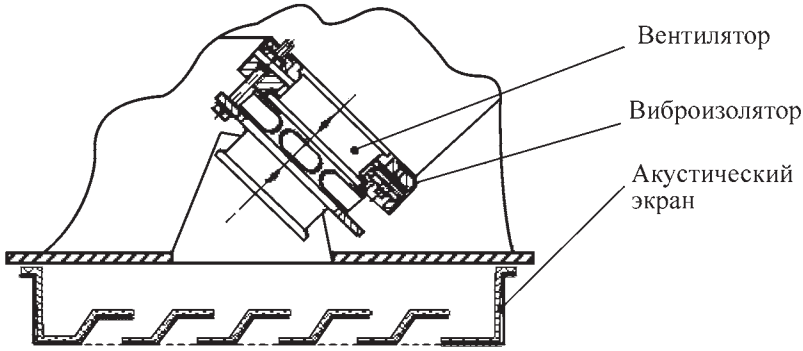


Рис. 3.14.13. Вентилятор с акустическим экраном

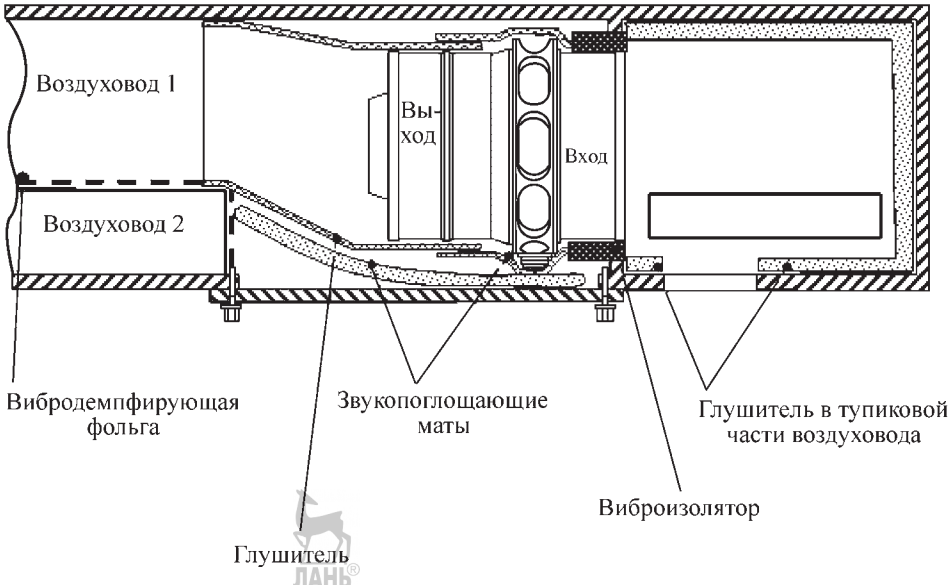


Рис. 3.14.14. Вентилятор в воздуховоде

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нерирующих «антишум» — излучение шума в противофазе к существующему.

При этом рассматривается как создание распределенных активных систем, подавляющих шум в большей части объема обитаемых отсеков, так и создание средств индивидуальной защиты слуха — антишумовых наушников. Реализация последних гораздо проще в техническом исполнении. Хотя экипажи МКС для защиты слуха имеют возможность пользоваться берушами и антишумовыми наушниками, но по ряду причин они вызывают определенный дискомфорт, особенно при длительном их применении, поэтому задача по обеспечению в обитаемых отсеках космической станции приемлемых уровней шума остается актуальной.

Опыт работ по снижению уровня шума в обитаемых отсеках МКС позволяет сделать следующие выводы:

наряду с разработкой и реализацией мероприятий по снижению уровня шума от бортового оборудования необходимо создание новых малошумящих образцов, которые последовательно заменяли бы старое оборудование;

задачи по обеспечению приемлемой акустической обстановки в пилотируемом КА должны решаться, начиная с начальной стадии его проектирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Дементьев В.К., Елчин А.П.** Проблемы снижения уровня шума на космической орбитальной станции // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2002. № 7.

2. **Дементьев В.К., Куклина Е.Н., Потехин В.В., Сычев А.В.** Оценка шума в обитаемых модулях пилотируемых космических аппаратов на стадии проектирования / I Всеросс. школа-семинар «Новое в теоретической и прикладной акустике». С.-Петербург, 2001.

ЛАНЬ

Раздел 4
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Глава 4.1
ОСОБЕННОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Днем рождения отечественной ракетно-космической отрасли промышленности является 13 мая 1946 г., когда вышло историческое постановление Совета Министров СССР. Согласно этому постановлению начали образовываться необходимые руководящие государственные структуры, конструкторские, научно-исследовательские и производственные организации по проектированию, изготовлению и испытаниям ракетной техники, которые стали первыми создателями ракетно-космической промышленной отрасли.

Первые шаги *ракетно-космическая промышленность* (*РКП*) совершила на основе существовавших в 40–50-х гг. XX в. технологий авиационной, артиллерийской, химической и электронной промышленности. Основная цель первоначальных работ — проверка технической осуществимости научной идеи создания ракет, априорно обещавшей радикально повлиять на решение вопросов стратегической безопасности страны. В дальнейшем была определена возможность и полезность орбитального полета технических устройств и человека в околоземном космическом пространстве.

Результаты широкомасштабных теоретических, конструкторско-технологических и экспериментальных работ уже к концу первого десятилетия функционирования РКП позволили создать новые виды стратегического ракетного оружия в бывшем СССР. Аналогичные работы проводились и в США. Космические средства создавались на основе схемно-конструкторских решений и технологий для ракетной техники. Первый спутник, разработанный под руководством главного конструктора С.П. Королева, был запущен в СССР 4 октября 1957 г. Это историческое событие открыло новую сферу деятельности человечества — освоение и использование космического пространства в интересах развития цивилизации и формирования нового образа жизни на Земле на основе более прогрессивных ракетно-космических технологий.

Высокая эффективность *ракетно-космических систем* (*РКС*) в решении военных задач и огромные потенциальные возможности в решении социально-экономических и научных проблем подтвердились уже в первых полетах КА. В условиях возникшей и долго продолжавшейся «холодной войны» осознание таких возможностей привело к острому соперничеству между СССР и США во всех областях космической деятельности и, в первую очередь, для демонстрации приоритетных достижений.

Не затрагивая политических мотивов развития космонавтики, следует отметить, что темпы формирования этой отрасли промышленности, обеспечивающей независимый выход в космос и использование в нем технических средств, были рекордными и не имеют исторических аналогов.

Коренные особенности РКП изначально объяснялись следующим:

созданием с использованием передовых достижений науки и техники и производством технических изделий специфического вида, не создававшихся ранее и не использовавшихся в других отраслях промышленности, что было обусловлено условиями их функционирования в космическом пространстве;

нетрадиционным соотношением затрат на разработку и серийное производство образцов техники, относительно низким объемом производства изделий одного типа (единичное и/или малосерийное производство);

существенно более широким числом предприятий в кооперации, производящих комплектующие элементы и составные части образцов *ракетно-космической техники* (*РКТ*), расположенных в Российской Федерации и нынешнем ближнем зарубежье;

предельно высокими нормативами обеспечения и контроля качества и надежности продукции, особыми видами используемого сырья, материалов, жидкостей, специфическими условиями хранения и средствами их

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

транспортирования, высшей формой режимности предприятий и др.

К числу специфических изделий, производимых на предприятиях РКП, относятся:

КА и космические станции;

ракеты и РН;

ЖРД и ракетное топливо;

тонкостенные, сверхлегкие, герметичные оболочки высокой прочности;

бортовая аппаратура длительного автономного управления и дистанционного контроля за работой сложных технических систем;

оборудование автономного энергоснабжения и теплообмена;

системы жизнеобеспечения космонавтов и экспериментальных биообъектов.

Особенности РКП обусловлены также спецификой производства конечной продукции. В первую очередь эта специфика состоит в наукоемком и длительном производственном цикле изделий РКТ. От начала производства образца КА или РН до момента поставки готовой продукции проходит период от полугода до двух и более лет.

В единичном производстве РКТ весьма высокий процент ручного труда, в частности, на сборочных операциях и в процессе контрольных испытаний. В процессе этих работ используется большая номенклатура приборов, спецоснастки, тренажеров, имитаторов внешнего воздействия и др. Достижение высокого уровня надежности требует проведения экспериментальной отработки изделий РКТ в условиях, близких к условиям эксплуатации, для имитации которых применяют специальные, уникальные средства. Это делает работы весьма дорогостоящими и предопределяет потребность в большом числе высоко квалифицированных специалистов, а также в специализации производственной и научно-технических баз предприятий.

Начальный период становления РКП объективно принадлежал ракетным системам, создававшимся на основе существовавших технологий. Дифференциация потребностей военных, хозяйственных, научных, а впоследствии, коммерческих структур в складывающихся военно-политических и экономических условиях привела к разделению ракетных и космических систем на ряд классов. Как следствие, специфика проектирования и изготовления РКТ различного назначения обусловила образование ряда в значительной степени уникальных секторов ракетной промышленности, несмотря на то, что типовые схемно-конструктивные решения и универсальные технологии продолжали использоваться как в ракетной, так и в космической технике.

Перечисленные процессы привели к расширению типажа как ракетных, так и РКС, в том числе к созданию РН на базе ракет. К началу XXI века в РФ ракетные комплексы, используемые в качестве средств выведения КА, производятся на пяти базовых предприятиях РКП и насчитывают семь типов, различающихся в основном предельной массой полезных грузов, выводимых на опорные орбиты. Еще более динамично расширялась номенклатура КА (систем). За период, прошедший с момента создания первого ИСЗ, к концу XX века было разработано не менее 100 типов КА.

В последние годы тенденция миниатюризации бортовых аппаратурных средств в сочетании с новыми принципами их функционирования привела к появлению относительно легких *маломассогабаритных КА* (*МКА*), формирующих в настоящее время новый класс орбитальных средств. Они отличаются меньшими затратами на их создание, сроками производства, а также пониженной стоимостью осуществления их запусков, в том числе групповых, на ИСЗ. Аппараты этого класса, в отличие от многоцелевых, крупногабаритных КА, решают отдельные целевые задачи, в том числе путем создания космических систем с большим числом КА в них. Длительность ОКР в новых экономических условиях (после 1992 г.) в ряде случаев достигла 10–15 лет и более. На разработку маломассогабаритных КА требуется в среднем 3–5 лет. Общая серийность таких малых КА до начала их модернизации может достигать более 100 единиц, что удешевляет их производство.

Имевшая место в полете высокая аварийность комплексов различного назначения и их изделий, причины которой в большинстве случаев однозначно не удавалось выявить, потребовала в конце 60-х гг. XX века создания и внедрения в кратчайшие сроки в рамках РКП уникальной системы обеспечения и контроля качества и надежности изделий РКТ, реализуемой на этапах их создания: разработка, изготовление, экспериментальная отработка (проведение автономных и комплексных испытаний, летных испытаний), а также серийного производства и эксплуатации. Эта система должна была установить единый для всех предприятий и организаций независимо от их ведомственной принадлежности порядок создания, производства и

эксплуатации РКТ и обеспечить такой уровень наземной обработки изделий комплексов, который гарантировал успешный пуск и полет первого опытного образца. В середине 70-х гг. прошлого столетия такая система была создана и внедрена (головная организация — ЦНИИмаш), что позволило практически полностью исключить отказы РКТ, приводящие к авариям при первых пусках опытных образцов вновь создаваемой РКТ.

На решении поставленных указанным выше постановлением Совета Министров СССР задач в РКП было сосредоточено большое число научно-исследовательских и технологических институтов, конструкторских бюро и крупнейших машиностроительных и приборостроительных заводов. Это позволило сконцентрировать научно-технический, конструкторский, производственный и технологический потенциалы страны и в кратчайшие сроки создать мощную наземную космическую инфраструктуру. По существу сформировалась новая многоцелевая отрасль промышленности с самостоятельной наукой, новейшими технологиями производства и уникальной экспериментальной базой для отработки функционирования изделий РКТ в условиях, близких к реальным.

Для РКП характерно использование научно-технических, производственно-технологических и ресурсно-производительных связей в рамках единого нормативного порядка создания производства и эксплуатации РКТ, обязательного для всех участников выполнения заданных работ. Такой порядок на основе этих связей обеспечивает проектирование, экспериментальную отработку, производство опытных и серийных образцов РКТ и эксплуатацию РКК и систем различного назначения в сжатые сроки и с минимальными затратами. Этот порядок регламентируется с 1975 г. основным межотраслевым руководящим документом — «Положением о порядке создания, серийном производстве, эксплуатации (применения по назначению) РКТ» (Положением РК-98 КТ), утвержденным правительством РФ.

Важнейшей текущей задачей РКП является своевременное формирование научно-технического и технологического задела для обеспечения создания, производства, эксплуатации перспективных изделий РКТ с высоким техническим уровнем, уровнем надежности и безопасности функционирования, а также для разработки высокоэффективных, конкурентоспособных на мировом космическом рынке изделий отечественной РКТ. Эта задача может быть решена при соблюдении требований указанной выше системы обеспечения качества и надежности РКТ и ее основного звена — единого порядка создания, производства и эксплуатации РКТ.

В процессе формирования РКП в нее были включены организации и предприятия различных министерств и ведомств. Большинство из них специализировались на производстве отдельных систем, агрегатов, приборов и других изделий РКТ. Как правило, эти организации и предприятия имели большой опыт разработки и изготовления этих изделий и соответствующие производственные мощности, которые разделяются на машиностроительные и приборостроительные организации и предприятия.

Машиностроительные заводы имеют в своем составе цеха, в том числе специализированные, обеспечивающие реализацию всех этапов технологического процесса изготовления изделий РКТ от заготовительных до сборочно-испытательных работ изделия в целом, а также службу контроля качества изготовления продукции. Механосборочные цеха, в свою очередь, специализированы на производство отдельных деталей, узлов, агрегатов, систем и изделий в целом. Приборостроительные заводы отличаются от машиностроительных наличием высокоточного оборудования, мощностей и площадей с повышенным технологическими требованиями производства по чистоте и климату.

Большинство конструкторских решений и технологических процессов, связанных с производством РКТ, воплотили в себя достижения науки и техники и не имеют аналогов. В целях сокращения производственного цикла изготовления конечной продукции технологические процессы в цехах основного производства дифференцированы, что предопределяет значительное количество уникальных профессий рабочих, технологических и инженерных кадров, специализированного, часто невзаимозаменяемого, оборудования и рабочих мест с относительно низким уровнем их загрузки и использования в течение года из-за малосерийного и единичного производства изделий РКТ. В связи с этим их перепрофилирование во многих случаях чрезвычайно затруднено.

Промышленные предприятия, специализирующиеся на производстве изделий РКТ, характеризуются:

повышенными требованиями к качеству и надежности выпускаемых изделий, жестки-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ми условиями производства, хранения, транспортирования и гарантийного обслуживания в процессе их эксплуатации, нарушение которых чревато в некоторых случаях возникновением крупномасштабных аварий и чрезвычайных ситуаций, в том числе экологических;

большим удельным весом высокоточного, специального и прецизионного оборудования;

необходимостью проведения испытаний с имитацией различных воздействующих факторов космического пространства;

наличием в составе производства большого количества спецкомплексов и спецпроизводств (в том числе с повышенной опасностью производства), уникальных профессий, в том числе для проведения окончательной сборки и испытаний снаряженных изделий, огневых испытаний двигателей на натурных компонентах, функциональных испытаний, включая испытания с применением криогенных продуктов, а также для обработки и применения спецматериалов;

длительными циклами изготовления изделий и составных частей комплексов (от 0,5 до 2,0 и более лет);

разветвленной сетью поставщиков по кооперации готовых изделий, полуфабрикатов, сырья и материалов, исчисляющихся несколькими сотнями для отдельных головных предприятий и тысячами для отрасли в целом (с учетом их кооперации), размещенных практически во всех государствах СНГ;

жесткими и часто строго регламентируемыми сроками выпуска и поставок продукции, нарушение которых может привести к снижению обороноспособности страны, срыву международных обязательств и российских программ, имеющих важное хозяйственное и политическое значение, фундаментальных космических исследований в астрономически обусловленные сроки.

Отмеченная специфика в свою очередь выдвигает строгие требования к функционированию производственных мощностей не только предприятий, непосредственно специализирующихся на выпуске изделий РКТ, но и предприятий-смежников (поставщиков готовых изделий, полуфабрикатов, сырья и материалов), а также предприятий, обеспечивающих бесперебойное и безаварийное функционирование внутриплощадочной инфраструктуры предприятий (энерго-, водоснабжения и т.д.).

К данным требованиям в первую очередь относят:

наличие существенного запаса непосредственно производственных мощностей и обслуживающей инфраструктуры, гарантирующего безусловное соблюдение жестких требований к условиям обеспечения производства по всему диапазону технологического процесса и регламентированных сроков выпуска продукции;

поддержание повышенного уровня функционального состояния *основных производственных фондов* (*ОПФ*), что вызывает необходимость безусловной реализации не только процесса простого воспроизводства ОПФ, но и перманентного проведения технического перевооружения, производства;

содержание в готовом к работе состоянии уникальной экспериментальной базы, несмотря на периодичность их загрузки, как на отдельных предприятиях, так и общеотраслевого значения;

недопустимость совмещения производства не только различных видов продукции, но и различных изделий (агрегатов, узлов и деталей) профильной продукции, если требования к реализации технологических процессов их изготовления не совпадают;

создание превентивного запаса всех ресурсов, потребляемых в процессе производства (в первую очередь финансовых, материальных, сырьевых и энергетических);

проведение единой научно-технологической политики при разработке краткосрочных, среднесрочных и долгосрочных планов развития предприятий отрасли с целью своевременной разработки, корректировки и реализации планов сохранения, поддержания и развития производственных мощностей предприятий, специализирующихся на выпуске РКТ, а также подготовку высококвалифицированных кадров.

Высокая стоимость РКТ обусловлена, главным образом, использованием новейших достижений в науке и технике, повышенными требованиями к ее надежности и техническому совершенству. Выполнение этих требований достигается с помощью *наземной экспериментальной отработки* (*НЭО*) РКТ в условиях, близких к реальным условиям их функционирования. Уровень отечественной экспериментальной базы, ее оснащенность самым современным оборудованием и средствами имитации реальных условий функционирования создают возможности для проведения всего спектра экспериментов и испытаний по ком-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

плексной программе отработки изделий РКТ, позволяют провести математическое моделирование и всесторонне проверить их функционирование в условиях имитации космического пространства и обеспечить требуемый уровень технических характеристик, включая надежность и безопасность функционирования перед началом их летных испытаний.

Уникальные экспериментальные установки и стенды позволяют проводить комплексную отработку функционирования космической техники на всех этапах космического полета как с помощью математического моделирования, так и с помощью натурных испытаний опытных образцов, в том числе обеспечить решение проблем аэрогазодинамики, теплообмена, прочности и динамической устойчивости конструкций, отработки жидкостных и твердотопливных двигателей и ДУ на их базе. Факторы, воздействующие на изделия в процессе их эксплуатации, опыт создания и принятая методология НЭО РКТ определили технические характеристики, структуру экспериментальной базы и схему взаимодействия предприятии, участвующих в разработке РКТ.

Экспериментальная база размещена на головных предприятиях — разработчиках комплексов, предприятиях — разработчиках их изделий (двигателей, систем управления и комплексов бортовой аппаратуры), в *головных научно-исследовательских организациях* (*ГНИО*) РКП. Как правило, экспериментальная база предприятий-разработчиков обеспечивает автономные и комплексные испытания систем изделия: двигателей, систем терморегулирования, управления, энергообеспечения и других, а экспериментальная база ГНИО РКП, которая обладает расширенными возможностями по режимам и условиям экспериментальной отработки, используется для комплексной отработки изделия в целом, например, КА на комплексное воздействие внешних факторов, двигателя в составе ракетного блока, систем в составе КА, прочность ракеты и РН в целом и т.п.

Являясь инструментом реализации программ НЭО РКТ, экспериментальная база обеспечивает:

требуемую надежность и безопасность функционирования РКТ благодаря возможности получения большого объема достоверной информации о поведении изделия в целом и его элементов в процессе их испытаний, в том числе путем имитационного моделирования различных ситуаций на ЭВМ;

существенное сокращение затрат времени и средств на создание РКТ благодаря уменьшению количества летных испытаний и возможных потерь при их проведении.

Одновременно с производством РКТ на большинстве предприятий отрасли еще примерно за 20 лет до начала широкомасштабной конверсии (в 1992 г.) было организовано производство различных видов гражданской продукции, которое на начальной стадии осуществлялось путем перераспределения существующих площадей, использовавшихся для выпуска РКТ. Предприятия РКП обеспечивали выпуск наиболее наукоемкой и конкурентоспособной гражданской продукции. На отдельных заводах были построены специализированные корпуса для крупносерийного и массового производства таких изделий, как холодильники, стиральные машины, электрические и газовые плиты, пылесосы, магнитофоны, электроутюги, погрузчики и др.

Вошла в практику концепция унификации базовых узлов изделий РКТ различного целевого назначения. Примером такой функциональной конверсии является создание на базе ракет средст выведения КА, таких как РН «Космос», «Рокот», «Днепр».

Отлаженная система ведения *научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ* (*НИОКР*) с обеспечением высокого технического уровня и уровня качества и надежности РКТ, планирования и контроля выполнения НИОКР при соответствующем бюджетном финансировании позволила создать различные образцы РКТ, обеспечивающие России решение приоритетных социально-экономических, научных задач и задач обеспечения обороноспособности и безопасности страны.

Ликвидация в 1991 г. Министерства общего машиностроения как государственной структуры управления РКП и космической деятельностью привела в последующие годы к образованию на его основе ряда государственных, хозрасчетных и других структур, занимающихся вопросами создания и эксплуатации средств РКТ. С 1992 г. развитие ракетно-космического машиностроения и управление космической деятельностью в мирных целях шло под руководством вновь созданного Российского космического агентства (Российского авиационно-космического агентства, ныне Федерального космического агентства).

В процессе решения научно-технических задач, реализации федеральных (государствен-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ных) целевых программ создания и развития РКТ в новых условиях перехода экономики на рыночные отношения, сложилась взаимосвязанная и взаимообусловленная совокупность из ограниченного числа ведущих научных, производственных, испытательных организаций и предприятий, которые составили единую инфраструктуру РКП с сохранением действующего единого порядка создания, производства и эксплуатации изделий РКТ. Эта структура способна в новых экономических и геополитических условиях выполнить основной объем работ по обеспечению и осуществлению космической деятельности России по всем направлениям, в том числе и в рамках международного сотрудничества.

Специализация и целевая направленность предприятий РКП отражает всю номенклатуру работ по РКТ, сформировавшийся порядок ее создания и предусматривает разработку и производство: РК, КА, ЖРД, РДТТ; бортовой и наземной аппаратуры систем управления РН, ракет, КА; систем энергоснабжения гироскопических приборов, телеметрической, радиотехнической аппаратуры, наземного технологического оборудования и других изделий РКТ, а также проведение научно-исследовательских работ и экспериментальную отработку создаваемых (модернизируемых) изделий РКТ, материаловедческих и технологических работ.

Развитие РКП с ее производственным, научно-техническим и кадровым потенциалами, являющимися локомотивом многих достижений в различных сферах экономики, науке и обеспечении обороноспособности России, возможно только при полномасштабной и стабильной государственной поддержке. Гарантия такой поддержки — развитая законодательная база по космической деятельности. Виды государственной поддержки могут носить различный характер в различные периоды, но должны обеспечивать сохранение специфики и единого порядка создания, производства и эксплуатации изделий РКТ, научно-технического и кадрового потенциала РКП.

Концептуальной основой функционирования РКП России является положение об объективном развитии космонавтики как новой сферы деятельности человечества и усиливающемся влиянии ее результатов на эффективность экономики страны, обеспечение обороноспособности, получение фундаментальных научных знаний и ускорение научно-технического прогресса во всех сферах хозяйственной деятельности, в формировании нового образа жизни на основе использования передовых космических технологий.

РКП, обладая достаточно передовой производственной и испытательной базами, квалифицированными кадрами, существенным научно-техническим заделом, обеспечивало и может в дальнейшем (при условии сохранения и развития этих баз, подготовке кадров) обеспечить выход России на мировой ракетно-космический рынок и равноправное, взаимовыгодное научно-техническое сотрудничество со многими странами мира. Кроме получения финансовых выгод и укрепления авторитета России как космической державы сотрудничество в этих областях деятельности позволяет одновременно знакомиться с достижениями и опытом других стран, а также использовать их в собственных разработках.

Вместе с тем, не давая во многих случаях прямого эффекта, ракетно-космическое машиностроение позволяет стимулировать развитие наукоемких технологий практически по всем направлениям техники (микроэлектроника, оптика, радиотехника, криогеника, механика и др.), обеспечивает повышение научно-технического потенциала России в целом.

РКП сегодня — развивающаяся перспективная отрасль экономики РФ. Как показали результаты научно-технического прогнозирования возможностей использования РКП в интересах отраслей экономики РФ и решения глобальных проблем современности, в перспективе значительно возрастают потребности в рамках трех базовых направлений: информационные космические системы, космическое производство, космическая энергетика и сырьевые ресурсы.

При определении путей развития и облика будущего РКП используется методология программно-целевого подхода и планирования космической деятельности, системных исследований развития РКТ, позволяющая на основе использования комплексной имитационной модели развития РКП выбрать и обосновать рациональный вариант развития РКП с учетом возможностей экономики страны и складывающейся геополитической обстановки в мире.

Действующим законом Российской Федерации «О космической деятельности» и «Основами государственной космической политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2020 г.», утвержденными Президентом Российской Федерации, заложены основы и пути решения этих задач.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 4.2

КЛАССИФИКАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ И АППАРАТОВ

4.2.1. ЦЕЛИ КЛАССИФИКАЦИИ

Основная цель классификации состоит в выделении различий образцов техники в интересах определения областей их применения, решения познавательных и организационных задач, обеспечения удобства поиска информации, формирования согласованных баз данных. Классифицированные объекты существенно облегчают процессы информационного поиска, компактного хранения, выбора образцов с необходимыми свойствами. Более того, при этом рационально организуется хранение и использование информации, повышается эффективность труда, экономия всех видов ресурсов. Индустриальное общество с массовым производством изделий информации не могло бы существовать и развиваться без единой для всех членов общества классификации всех видов производимой продукции, сырья, отходов, энергии и т.д. Базовый принцип классификации предполагает выбор признака классификации и значимого интервала изменения этого признака, внутри которого образцы признаются подобными, а за границами интервала — различными.

Практическая деятельность человека привела к формированию нескольких систем классификаций, различающихся порядком объединения признакового пространства, полнотою охватываемых объектов и задачами, для решения которых они создавались.

Можно выделить две большие группы схем классификации, которые существуют в определенной степени независимо друг от друга. К первой группе условно относят учебно-познавательную классификацию объектов, ко второму — систематическую, или профессиональную. Общими элементами этих систем являются единые термины и определения, заданные действующими стандартами или другой нормативно-технической документацией, а также базовый принцип классификации.

Для определения областей применения и познавательных целей основными признаками изделий выбирают обычно назначение, состав, принципы действия, наиболее значимые эксплуатационные параметры. При этом содержание признака сохраняется на всем протяжении выбранной шкалы, но допускается определенная независимость трактовки и интервалов между фиксированными значениями этих признаков. Такая классификация позволяет осуществлять анализ объектов.

Для профессиональных задач вследствие повышенных требований совместимости данных и однозначности результатов принята более строгая система выделения признаков и градаций, которые гостированы и допускают изменения только на основе согласованного мнения всех пользователей.

4.2.2. УЧЕБНО-ПОЗНАВАТЕЛЬНАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Учебно-познавательная классификация обладает свойством исчерпывающего описания родственных объектов по единому фиксированному признаку и допускает многостороннее их рассмотрение по любому количеству независимых одномерных признаков. Такие возможности существенно облегчают познавательный процесс, выделяя рафинированные сведения. К числу основных признаков классификации в данной группе относят назначение и иерархию составных элементов. Эти признаки допускают объединение объектов с формированием двумерного поля классификации или схем иерархической структуры объекта.

Применительно к РКС такая схема приведена на рис. 4.2.1.

К числу признаков классификации, используемых для исследования РКС, относят:

- назначение РКС;
- орбитальные группировки РКС;
- виды используемых орбит;
- способы обслуживания потребителей.

В соответствии с основной задачей рассматриваемой системы классификации здесь возможно использование любой значимой системы признаков, в которой фиксируются различия РКС.

Классификационные схемы по выделенной системе признаков построены с соблюдением принятых стандартных терминов, приведены на рис. 4.2.2 и 4.2.3.

Наиболее познавательным является классификация космических систем по иерархическим уровням составных частей (см. рис. 4.2.1).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

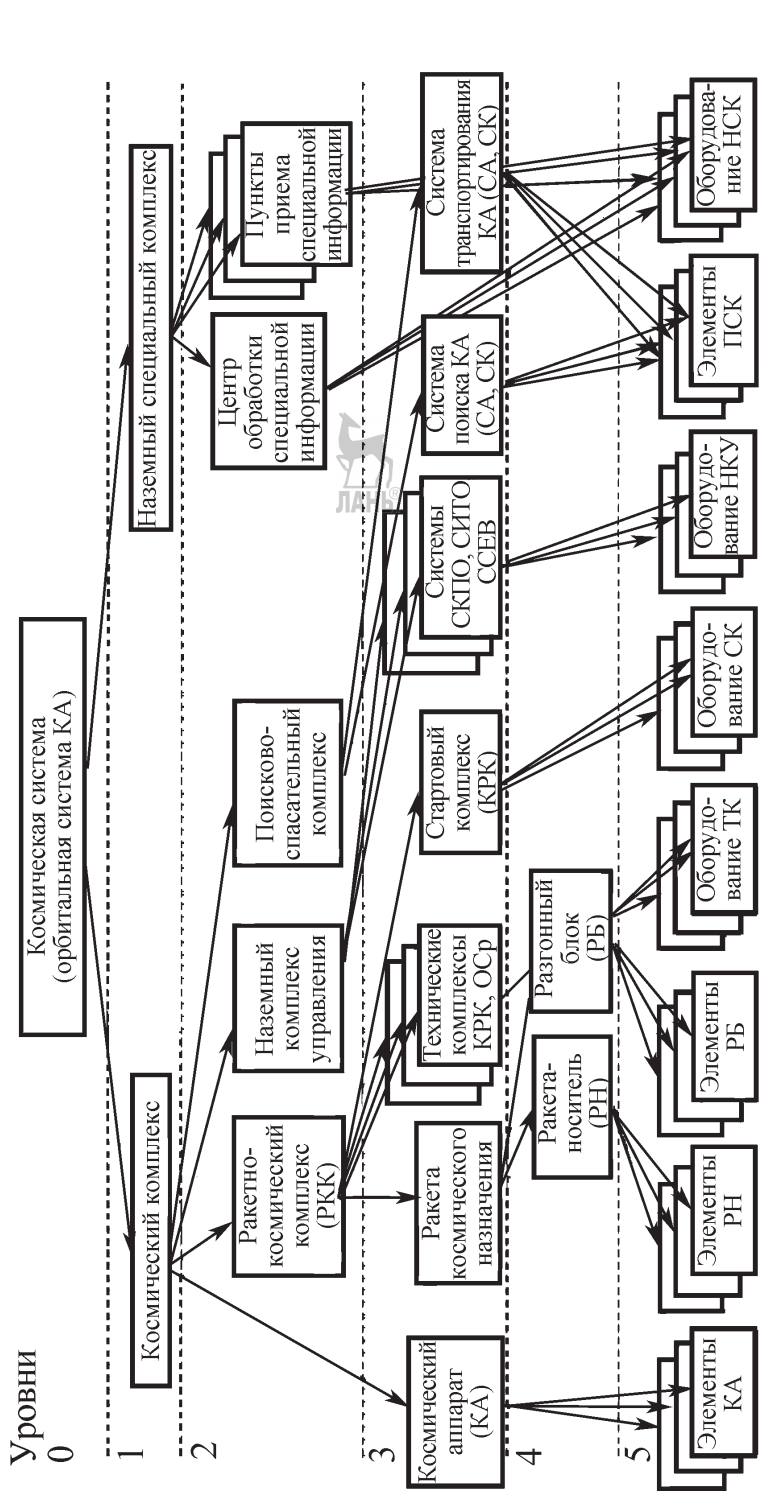


Рис. 4.2.1. Иерархическая структура космической системы:

КА — космический аппарат; РКК — ракетно-космический комплекс; РН — ракета-носитель; РБ — разгонный блок; СКПО — система командно-программного обеспечения; СИТО — система информационно-телеметрического обеспечения; ССЕВ НАКУ — система синхронизации и единого времени; СА — спускаемый аппарат; СК — спускаемая капсула; ТК — технический комплекс; СК — стартовый комплекс; НКУ ОСр — наземный комплекс управления ОСр; ПСК — поисково-спасательный комплекс; НСК — наземный специальный комплекс; ОСр — орбитальное средство; КРК — космический ракетный комплекс

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

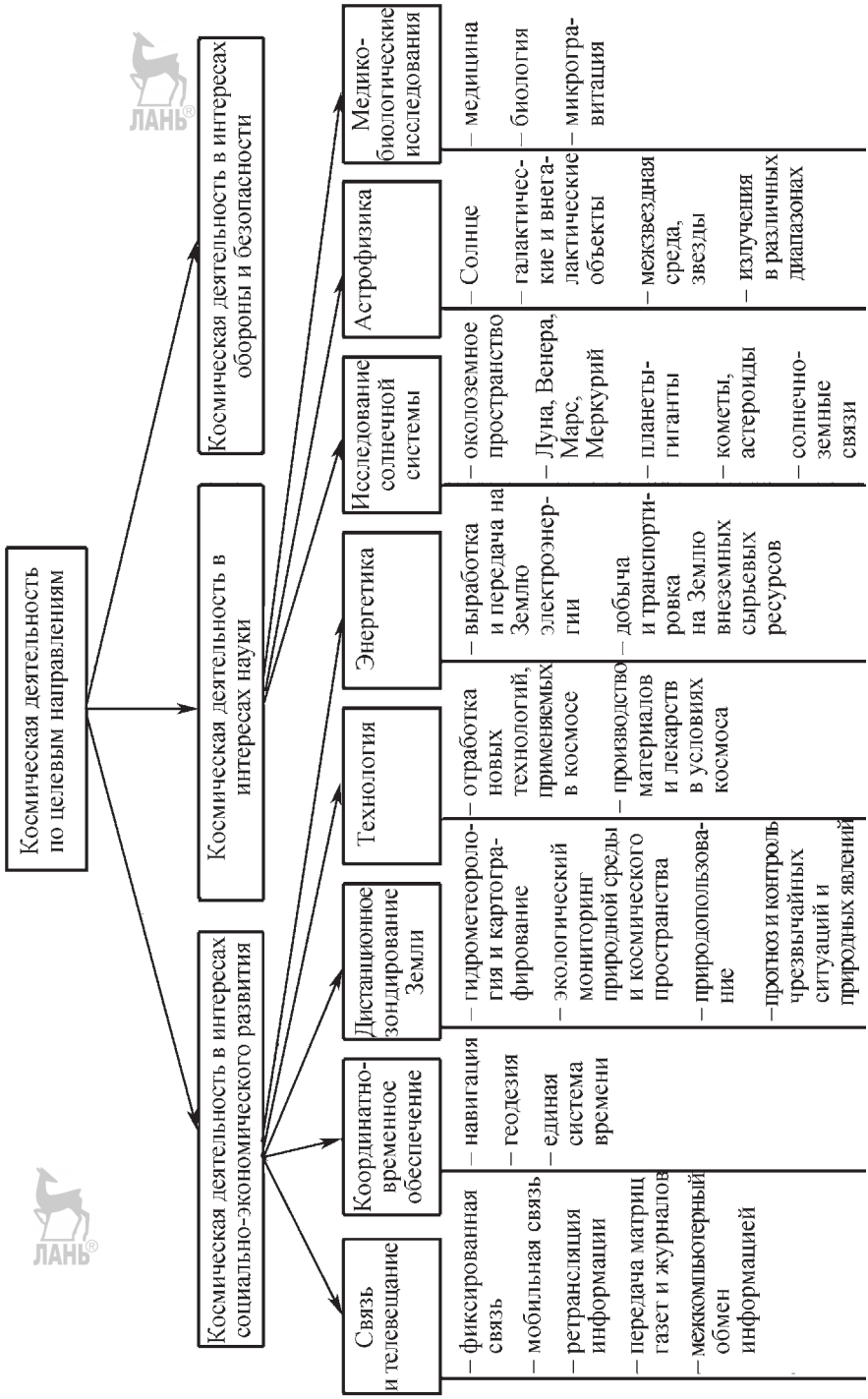


Рис. 4.2.2. Классификация видов космической деятельности по целевым направлениям, осуществляемой с помощью пилотируемой и автоматической ракетно-космической техники

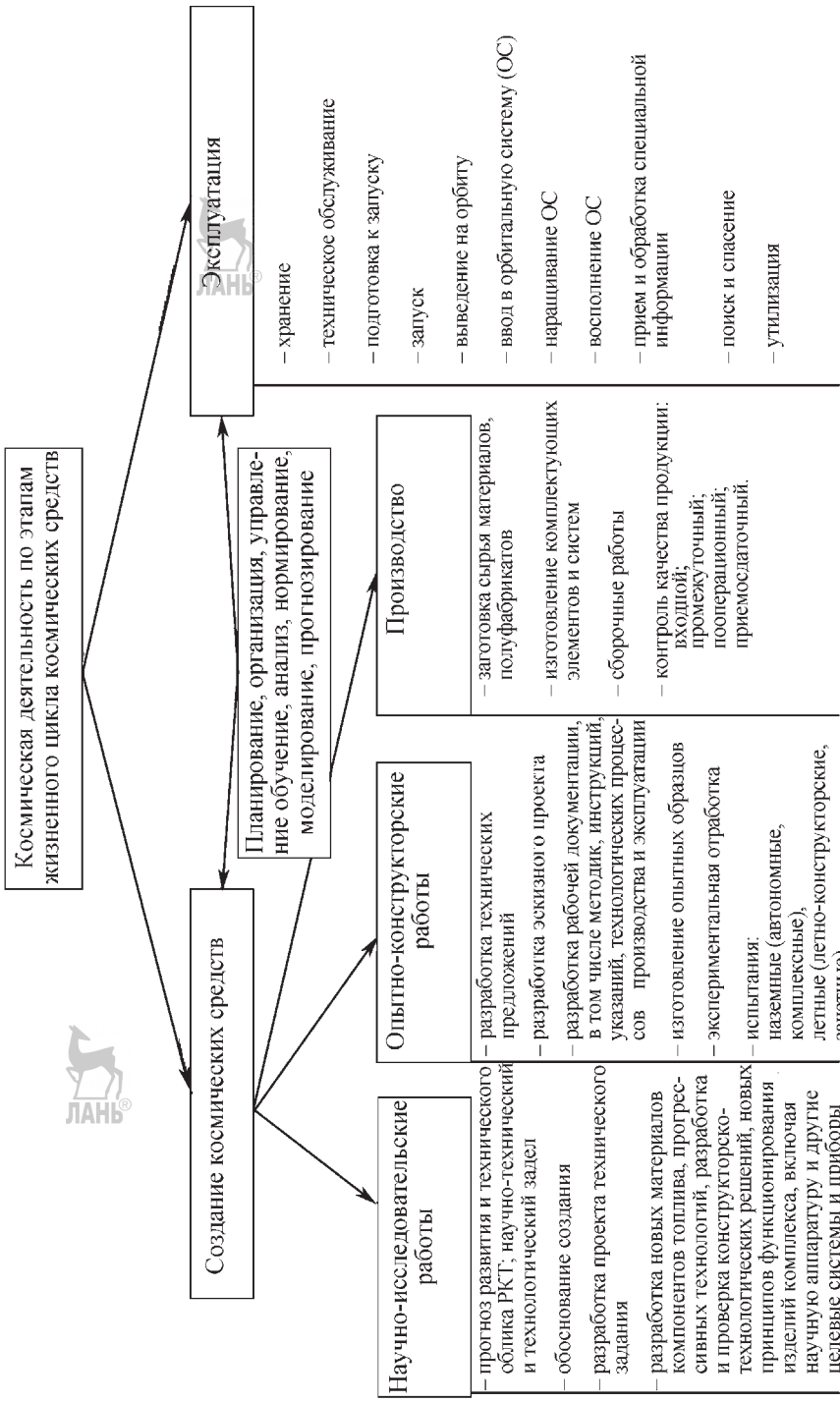


Рис. 4.2.3. Этапы жизненного цикла пилотируемых и автоматических космических систем

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Космическая система, образуемая комплексами, является самой крупной иерархической структурой. Комплекс состоит из различных изделий: от составной части (КА, РН, ТК, СК и т.п.) до электрорадиоизделий (ЭРИ).

В соответствии с определением, приведенным в основном, межотраслевом, руководящем документе «Положении о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) комплексов (Положение РК-98-КТ)», утвержденным Правительством РФ, комплекс — совокупность составных частей, систем, агрегатов, приборов, обеспечивающих функционирование и выполнение целевых задач в соответствии с *тактико-техническим заданием* (*ТТЗ*) на комплекс.

Приведенные ниже в соответствии с ГОСТ Р 153802–2010 определения по уровням иерархии поясняют состав и функциональную взаимосвязь различных элементов космической системы.

Космическая система (*КС*) — совокупность одного или нескольких космических комплексов и специальных комплексов, предназначенных для решения различных задач в космическом пространстве и из него.

Космический комплекс (*КК*) — совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и земных технических средств, предназначенных для самостоятельного решения задач в космическом пространстве и из него.

Специальный комплекс космической системы (*СпККС*) — совокупность взаимосвязанных технических средств или аппаратуры приема и передачи информации с программным обеспечением: сооружений, предназначенных для приема специальной информации КА или аппарата, ее регистрации, обработки, хранения и представления потребителям. Специальные комплексы космических систем в зависимости от их назначения могут быть различных типов и принадлежности: наземный СпККС связи, корабельный специальный комплекс системы навигации и др.

Наземный специальный комплекс космической системы (*НСпККС*) — специальный комплекс КС, технологические средства которого размещаются на поверхности Земли в специальных сооружениях или мобильных средствах.

Орбитальная система КА — совокупность КА, расположенных на орбитах в соответствии с баллистической структурой, объединенная общностью решаемых задач в составе КС или комплекса.

Ракетно-космический комплекс (*РКК*) — совокупность ракет или ракет космического назначения с функционально взаимосвязанными техническими средствами и сооружениями, предназначенными для обеспечения транспортирования, хранения, приведения и содержания в готовности, технического обслуживания, подготовки пуска и контроля полета на участке выведения.

Комплекс КА (ККА) — совокупность КА, сборочно-защитного блока, технологического оборудования, сооружений с техническими системами технической и стартовой позиции, предназначенная для транспортирования, хранения, приведения и содержания в установленных готовностях космического и сборочно-защитного блока, их технического обслуживания и подготовки к запуску.

Комплекс разгонного блока (*КРБ*) — совокупность разгонного блока, технологического оборудования, сооружений с техническими системами технической и стартовой позиции, предназначенная для транспортирования, хранения, приведения и содержания в установленных готовностях разгонного блока, его технического обслуживания и подготовки к пуску.

Комплекс РН (*КРН*) — совокупность РН, технологического оборудования, сооружений с техническими системами технической и стартовой позиций, предназначенных для транспортирования, хранения, приведения и содержания в установленных готовностях РН, ее технического обслуживания, подготовки к запуску.

Технический комплекс космического ракетного комплекса (*ТК КРК*) — совокупность технологически и функционально взаимосвязанных подвижных и стационарных технических средств и сооружений, предназначенных для проведения предусмотренного эксплуатационной документацией цикла работ на орбитальных средствах и средствах их выведения до вывоза РКН на стартовую позицию (СП КРК).

Техническая позиция космического ракетного комплекса (*ТП КРК*) — охраняемый участок местности в позиционном районе космического ракетного комплекса, на котором расположен ТК КРК (РКК).

Стартовый комплекс космического ракетного комплекса (*СК КРК*) — совокупность технологически и функционально взаимосвязан-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ных подвижных и стационарных технических средств, средств управления и сооружений, предназначенных для обеспечения проведения всех видов работ с РКН и (или) их составными частями с момента поступления РКН на стартовую позицию КРК до пуска и при пуске.

Стартовая позиция космического ракетного комплекса (*СП КРК*) — охраняемый участок местности в позиционном районе космического ракетного комплекса, на котором расположен СК КРК (РКК).

Космический ракетный комплекс (*КРК*) — комплекс, включающий РН конкретного типа с ее возможными модификациями, совокупность технических средств, сооружений и коммуникаций, предназначенных для проведения заданной технологии работ с РН и (или) ракетами космического назначения, собранными на базе данной РН, по их подготовке к пуску, содержанию в установленных готовностях, пуску и управлению на участке выведения РКН.

Ракета космического назначения (*РКН*) — совокупность РН с космической головной частью.

Орбитальное средство (*ОСр*) — космическое средство, предназначенное для функционирования на орбите.

Технический комплекс орбитального средства (*ТК ОСр*) — совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений с техническими системами, предназначенная для хранения, сборки, проверки, заправки, технического обслуживания и транспортирования орбитального средства и (или) его составных частей на стартовую позицию.

Космический аппарат (*КА*) — техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве в целях решения задач в соответствии с назначением космического комплекса или космической системы.

Ракета-носитель (*РН*) — часть РКН, предназначенная для выведения космической головной части на заданную траекторию или орбиту. РН по массе полезного груза подразделяют на классы: легкий, средний, тяжелый и сверхтяжелый.

Разгонный блок (*РБ*) — часть ракеты космического назначения, предназначенная для доставки одного или нескольких КА на орбиты или траектории назначения после отделения от РН.

Космическая головная часть (*КГЧ*) — совокупность полезного груза, головного обтекателя с переходным отсеком и РБ.

АСУП — автоматизированная система управления подготовки и пуска.

КСИСО РКК — совокупность сооружений связанных между собой технических средств и программного обеспечения наземного автоматизированного комплекса управления КА, а также измерений, предназначенных для автоматизированного контроля за функционированием РКН в процессе предстартовой подготовки и на участке выведения КА, обеспечивающих обработку, документирование и распределение результатов измерений между потребителями.

СКПО — система командно-программного обеспечения управления КА.

СИТО — система информационно-телеметрического обеспечения управления КА.

ССЕВ НАКУ — совокупность технических средств центров и пунктов управления, командно-измерительных и командных, предназначенных для формирования, хранения единой шкалы времени, распределения синхросигналов на измерительных средствах, привязки фазирования и коррекции бортовых шкал времени КА.

НКУ ОСр — совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием орбитальных средств с момента их выведения на орбиту.

Следующим примером может быть классификация космических систем по целевым направлениям космической деятельности или назначению космических систем в соответствии с нормативно-техническими документами.

Космическая деятельность (*КД*) — деятельность, связанная с непосредственным проведением работ по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела, осуществляемая с помощью космической техники, а также создание, производство и использование космической техники и передача космической техники, космических материалов, космических технологий, продукции и услуг потребителям.

Космическую деятельность разделяют на национальную и международную.

Национальная космическая деятельность проводится в интересах национальных задач развития науки, техники, экономики страны, обеспечения ее безопасности и обороноспособности в рамках национальных космических программ, например, федеральных космических программ России.

Международная космическая деятельность проводится в интересах нескольких стран и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

предполагает участие в ней организаций и частных лиц различных государств.

Как национальная, так и международная космическая деятельность может осуществляться в России государственными организациями и предприятиями или частными фирмами, обычно на коммерческой основе (космическая коммерческая деятельность).

Космическая деятельность непосредственно реализуется с помощью объектов наземной космической инфраструктуры, средств выведения КА.

На верхнем иерархическом уровне космическую деятельность по решаемым задачам (целевым направлениям) можно разделить на следующие виды:

социально-экономическое развитие страны;

наука;

оборона и безопасность.

Космическую деятельность в интересах науки подразделяют на следующие виды:

фундаментальные исследования планет и других небесных тел Солнечной системы. В ходе исследований получают информацию о магнитосфере и верхней атмосфере околоземного пространства и солнечно-земных связях, магнитосфере и атмосфере (при ее наличии), поверхности и недрах Венеры, Марса, Луны, Меркурия, планет-гигантов и их спутников, комет и астероидов;

астрофизика. В процессе астрофизических исследований изучаются галактические и внегалактические объекты, Солнце, межзвездная среда, атмосфера и недра звезд, солнечный ветер, корона, хромосфера, фотосфера и недра Солнца;

медико-биологические исследования — исследования фундаментального и прикладного характера охватывают совокупность работ в области биологии, медицины, биофизики, физики, химии.

Космическую деятельность в интересах социально-экономического развития можно разделить на следующие виды:

связь и телевещание. Этот вид космической деятельности в свою очередь можно разделить на *фиксированную связь* со стационарными объектами, *мобильную связь* с подвижными объектами, включая суда морского флота, наземные и воздушные транспортные средства, *телевещание, ретрансляцию информации* (в том числе от КА различного назначения) и межкомпьютерный обмен информацией;

координатно-временное обеспечение. Целью данного вида космической деятельности является повышение точности навигации и эффективности управления транспортом, реализация системы диспетчеризации подвижных объектов, системы поиска и спасания, терпящих бедствие самолетов и судов, решение задач геодезии, картографии и создание единой системы координатно-временного обеспечения;

дистанционное зондирование Земли. Данный вид космической деятельности включает космический мониторинг природной среды в интересах экологии, природопользования, метеорологии и контроля чрезвычайных ситуаций;

технология. Условия космического пространства позволяют осуществлять уникальные исследования по отработке и производству полупроводниковых материалов (арсенида галлия, кремния, германия), биологически активных препаратов, вакцин и лекарств;

энергетика. При реализации этого перспективного вида космической деятельности предполагается увеличить энергетический потенциал экономики страны путем выработки электроэнергии в космическом пространстве и передачи ее на Землю.

Классификация космической деятельности по целевым направлениям приведена на рис. 4.2.2.

Показательным примером, часто используемым на практике, является классификация космических систем по этапам жизненного цикла.

Жизненный цикл определяется как совокупность взаимосвязанных процессов создания и последовательного изменения состояния продукции от формирования исходных требований к ней до окончания эксплуатации или потребления.

Этап (или стадия) жизненного цикла — часть жизненного цикла продукции, устанавливаемая в нормативно-технической документации и характеризуемая определенным состоянием продукции, видом предусмотренных работ и их результатом.

На верхнем иерархическом уровне выделяются 4 укрупненных этапа жизненного цикла космической деятельности: создание (проектирование, изготовление, экспериментальная отработка, летные испытания) космических средств, серийное производство, их эксплуатация и утилизация.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Создание космических средств в свою очередь подразделяется на НИР и ОКР.

Научно-исследовательские работы (*НИР*) — работы поискового, системного, теоретического и экспериментального характера, выполняемые с целью расширения, углубления и систематизации знаний по разрабатываемым научным проблемам, создания научно-технического и технологического заделов, прогнозирования развития и технологического облика перспективной РКТ, в том числе функционирующей на новых физических принципах.

Опытно-конструкторские работы (*ОКР*) — разработка проектов, изготовление и испытания новых (модернизируемых) изделий РКТ, доводящие результаты НИР до создания опытного промышленного образца. ОКР завершается созданием отработанного и испытанного промышленного образца с характеристиками, заданными ТТЗ заказчика, в том числе разработкой комплекта рабочей конструкторской и технологической документации и передачей их заводу-изготовителю для промышленного освоения после принятия решения об их эксплуатации (применении по целевому применению), а также комплекта эксплуатационной документации. ОКР реализуются по контролируемым этапам, определяемым ТТЗ (ТЗ) государственного заказчика (заказчика).

Эксплуатация — этап (или стадия) жизненного цикла изделия, когда оно применяется по своему целевому назначению, определенному ТТЗ (ТУ), в соответствии с эксплуатационной документацией.

Перечень отдельных видов работ (или видов космической деятельности) в процессе обеспечения функционирования КС (ОГ) включает в себя:

транспортирование КА, РН, РБ, и т.д.;

подготовку РКН к запуску на ТК и СК;

запуск РКН со стартовой позиции;

выведение КА на орбиту;

управление полетом КА;

прием и обработку специальной информации КА;

поиск и спасание КА.

Классификация видов космической деятельности, соответствующих различным этапам жизненного цикла КС, приведена на рис. 4.2.3.

В качестве одного из возможных признаков, которые могут быть положены в основу классификации КС, может быть использован признак конструктивных особенностей входящих в нее КА. Такими конструктивными особенностями КА могут быть следующие:

массовые характеристики;

орбитальные характеристики;

целевые показатели (получение научной информации, точность, производительность, оперативность и др.);

сроки активного существования;

автономность функционирования,

наличие человека на борту.

Для классификации КС могут быть использованы и другие признаки.

4.2.3. СИСТЕМАТИЧЕСКАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ

Основой систематической классификации изделий и конструкторских документов космической техники служит общий классификатор *Единой системы конструкторских документов* (*ЕСКД*), представляющий собой систематизированный свод наименований классификационных группировок объектов классификации — изделий основного и вспомогательного производства всех сфер экономики, науки и техники страны, общетехнических документов и их кодов. Этот классификатор является составной частью *Единой системы классификации и кодирования технико-эномической информации* (*ЕСКК ТЭИ*).

В Классификатор ЕСКД включены классификационные характеристики изделий — деталей, сборочных единиц, комплектов, комплексов (ГОСТ 2.101–68 «ЕСКД. Виды изделий»), на которые разработана и разрабатывается конструкторская документация по ЕСКД, в том числе стандартных изделий, а также общетехнических документов (нормы, правила, требования, методы и т.д.) на изделия, входящие в классификатор ЕСКД.

Обозначение изделий и конструкторских документов устанавливается по ГОСТ 2.201–80 «ЕСКД. Обозначение изделий и конструкторских документов». Обозначение основного конструкторского документа (чертежа детали или спецификации) включает: код организации-разработчика (четыре знака), код классификационной характеристики (шесть знаков), код порядкового регистрационного номера (три знака). Класси-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

фикационная характеристика является основной частью обозначения изделия и его конструкторского документа. Код классификационной характеристики присваивается по классификатору ЕСКД и представляет собой шестизначное число, последовательно обозначающее класс (первые два знака), подкласс, группу, подгруппу, вид (по одному знаку).

Классификатор изделий и конструкторских документов разработан в 1976–1979 гг. научно-исследовательскими и проектными организациями министерств и ведомств под научно-методическим руководством и при непосредственном участии ВНИИНМАШ.

Состав классификатора ЕСКД

Классификатор ЕСКД состоит из следующих документов:

1. Введение.
2. Классы Классификатора ЕСКД (49 классов),
3. Иллюстрированный определитель деталей. Классы 71–76.
4. Иллюстрированный определитель деталей. Пояснительная записка.
5. Приложение. Классы 71...76. Алфавитно-предметный указатель. Термины и толкования. Перечень сокращений слов. Условные обозначения.

Указанные документы, входящие в состав классификатора ЕСКД, в том числе и каждый класс, изданы отдельными книгами.

Классификатор ЕСКД состоит из 100 классов. В настоящее время все изделия расклассифицированы в 49 классах, остальные классы являются резервными и могут быть использованы для размещения новых видов изделий.

4.2.4. ЦЕЛИ РАЗРАБОТКИ КЛАССИФИКАТОРА ЕСКД И ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СОВМЕСТНО С ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ КЛАССИФИКАТОРАМИ

Классификатор ЕСКД разработан в качестве информационной основы Единой системы обозначения изделий и конструкторских документов, устанавливаемой ГОСТ 2.201–80 «ЕСКД. Обозначение изделий и конструкторских документов». Его использование обусловливает:

создание единого информационного языка для автоматизированных систем управления и тематического поиска изделий и конструкторских документов, предотвращая разработки аналогичных;

определение объектов и направлений унификации и стандартизации; использование различными предприятиями и организациями конструкторской документации, разработанной другими предприятиями, без ее переоформления при проектировании производстве, эксплуатации и ремонте;

внедрение средств вычислительной техники в сфере проектирования и управления;

применение кодов деталей по Классификатору ЕСКД совместно с технологическими кодами при решении задач технологической подготовки производства.

Продолжением и дополнением классов деталей классификатора ЕСКД (классы 71...76) являются технологические классификаторы деталей и операций машиностроения и приборостроения.

Совместное применение классификатора ЕСКД и технологического классификатора деталей (ТКД) создает предпосылки для анализа номенклатуры деталей по их конструкторско-технологическим признакам:

группирования деталей по конструкторско-технологическому подобию для разработки типовых и технологических процессов с использованием ЭВМ;

подетальной (по виду или номенклатуре изделий) специализации производственных подразделений (участков, цехов, заводов);

повышения серийности и концентрации производства деталей; унификации и стандартизации деталей и технологических процессов их изготовления;

рационального выбора технологического оборудования;

тематического поиска ранее разработанных типовых и групповых технологических процессов;

автоматизации проектирования деталей и технологических процессов их изготовления.

Классификатор технологических операций применяется совместно с классификатором ЕСКД и ТКД при решении следующих задач технологической подготовки производства:

переход на технологическую документацию на электронных и магнитных носителях и машинную обработку информации;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

упорядочение текстовой части технологических документов;

объединение однородных операций для организации специализированных производственных подразделений;

укрупненный расчет трудовых и материальных нормативов;

анализ трудоемкости технологических операций для ликвидации «узких» мест в производстве;

оперативно-календарное и технико-экономическое планирование производства;

механизация учета и поиска разработанных операций;

создание условий для автоматизированной разработки технологических процессов изготовления деталей.

4.2.5. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ КЛАССИФИКАЦИИ ИЗДЕЛИЙ И КОНСТРУКТОРСКИХ ДОКУМЕНТОВ

Классификатор ЕСКД построен по иерархическому десятичному методу, основанному на дедуктивном логическом делении классифицируемого множества. Этим методом достигается конкретизация признаков классификации изделий и документов на каждой последующей ступени классификации.

Разработка классификатора ЕСКД основана на следующих логических правилах:

деление множества изделий на классификационные группировки произведено на каждой ступени классификации по одному и тому же признаку или их сочетанию;

каждое изделие отнесено только к одной классификационной группировке;

на каждой ступени классификации исчерпывается объем делимого множества;

деление множества произведено последовательно, без пропуска очередной ступени классификации.

Для того чтобы при классификации исчерпывался объем делимого множества, в необходимых случаях предусмотрены классификационные группировки с наименованием «Прочие». Эти группировки, как правило, использованы на последних ступенях классификации.

К группировкам «Прочие» относятся изделия, не вошедшие в предыдущие группировки по своим признакам. В связи с небольшим количеством таких изделий открывать для них новые группировки нецелесообразно.

Все множество изделий разделено в классификаторе ЕСКД на следующие группы классов: классы изделий по видам техники, классы изделий общемашиностроительных, классы деталей.

На первом уровне классификации сборочных единиц, комплектов, комплексов, т.е. при формировании классов, использован функциональный признак, об изделиях класса и отличает их от изделий других классов. Наименования, присвоенные классам по этому признаку, непосредственно отражают номенклатуру включенных в них изделий.

При классификации изделий в классах классификатора ЕСКД использованы в основном следующие признаки:

функциональный (основная целевая (эксплуатационная) функция, выполняемая изделием);

конструктивный (конструктивные особенности изделия);

принципа действия (физический, физико-химический процесс, на основе которого действует изделие);

параметрический (величины и степени точности рабочих параметров изделия: основные размеры, мощность, напряжение, сила тока, частота и др.);

геометрическая форма (внешнее очертание, характер взаимного расположения поверхностей и др.);

наименование изделия.

Наиболее общие признаки, использованные на верхних уровнях классификации, конкретизируются на последующих уровнях.

В пяти классах деталей (71...75) на первом уровне классификации применен признак «геометрическая форма», который является наиболее объективным стабильным, раскрывающим существенные характеристики детали независимо от ее функционального назначения и принадлежности к другим изделиям.

Множество деталей в этих классах разделено по геометрической форме на три подмножества; «детали — тела вращения» (классы 71, 72), «детали — не тела вращения» (классы 73, 74), «детали — тела вращения» и (или) «не тела вращения» (класс 75).

Признак «геометрическая форма» конкретизируется на последующих уровнях клас-

сификации по следующим признакам: параметрический, конструктивный, служебное назначение, наименование детали.

В классе 76 «Детали технологической оснастки, инструмента» расклассифицированы детали инструмента, выполняющие самостоятельные функции, т.е. однодетальные изделия (сверла, метчики, иглы, шарошки, долота и др.), а также специфические детали технологической оснастки и инструмента, являющиеся составными частями изделий, не выполняющие самостоятельных функций (пуансоны, матрицы, пластины режущие и др.).

Каждый класс классификатора ЕСКД делится на 10 подклассов (от 0 до 9), каждый подкласс — на 10 групп, каждая группа — на 10 подгрупп, каждая подгруппа — на 10 видов.

Нулевые подклассы используются для классификации общих документов, нулевые группы, подгруппы и виды для классификации не используются.

К подклассу «0» относят документы, регламентирующие общие для изделий всего класса, его подклассов, групп, нормы, правила, требования, методы и т.д. в области свойств изделий, их маркировки, упаковки, контроля, приемки, транспортирования, хранения, монтажа, эксплуатации, ремонта, технологии производства и т.п.

Деление подкласса «0» на группы проводится соответственно разбивке изделий класса на подклассы, деление на подгруппы — соответственно разбивке изделий на группы. При этом классификационные номера групп документов должны соответствовать классификационным номерам подклассов изделий, а классификационные номера подгрупп документов — классификационным номерам групп изделий. Указанным совпадением достигается взаимосвязь классификационных характеристик изделий и относящихся к ним документов, что способствует упрощению их тематического поиска.

Каждый класс изделий, содержит алфавитно-предметный указатель изделий, расклассифицированных в данном классе.

В *алфавитно-предметных указателях* (*АПУ*) даны в алфавитном порядке наименования изделий и коды их классификационных характеристик.

Для классов деталей разработан общий АПУ, изданный отдельной книгой «Классификатор ЕСКД. Классы 71, 72, 73, 74, 75, 76. Приложение. Алфавитно-предметный указатель. Термины и толкования. Перечень сокращений слов. Условные обозначения».

АПУ деталей предназначен для поиска деталей по их наименованию в целях присвоения кодов классификационных характеристик.

Содержание АПУ деталей соответствует содержанию классов деталей по их наименованию.

Термины и толкования предназначены для однозначного понимания использованной в классах деталей системы понятий и соответствующих терминов, раскрывающих признаки деталей — геометрическую форму, характер и расположение поверхностей, конструктивные особенности и др.

Термины и толкования иллюстрированы эскизами.

Иллюстрированный определитель деталей классификатора ЕСКД является наглядным пособием при работе с классами деталей и содержит эскизы типовых представителей деталей по всем классификационным группировкам.

Приложение к иллюстрированному определителю деталей издано отдельной книгой «Пояснительная записка».

«Пояснительная записка» содержит рекомендации по пользованию каждым классом деталей и иллюстрированного определителя с подробным описанием основных классификационных группировок.

Для ракетной и РКТ в классификаторе ЕСКД отведен класс 37. На рис. 4.2.4 приведены состав и структура класса по основным подклассам (до уровня групп включительно), характеризующих наиболее крупные составные элементы космического комплекса: комплексы (подкласс 371), РН и КА (подкласс 372) и наземное оборудование (подкласс 373). Для автоматизированного поиска конструкторской и технологической документации, необходимой для изготовления и отработки всех изделий ракетной и РКТ, классификатор предусматривает отдельный подкласс 370. Состав и структура подкласса 370 (до уровня подгрупп, включительно) по основным элементам РКК представлены на рис. 4.2.5. Состав и структура подклассов (комплексы, РН, КА и готовые части), составляющие наиболее показательные элементы комплекса, представлены на рис. 4.2.6, и 4.2.7.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

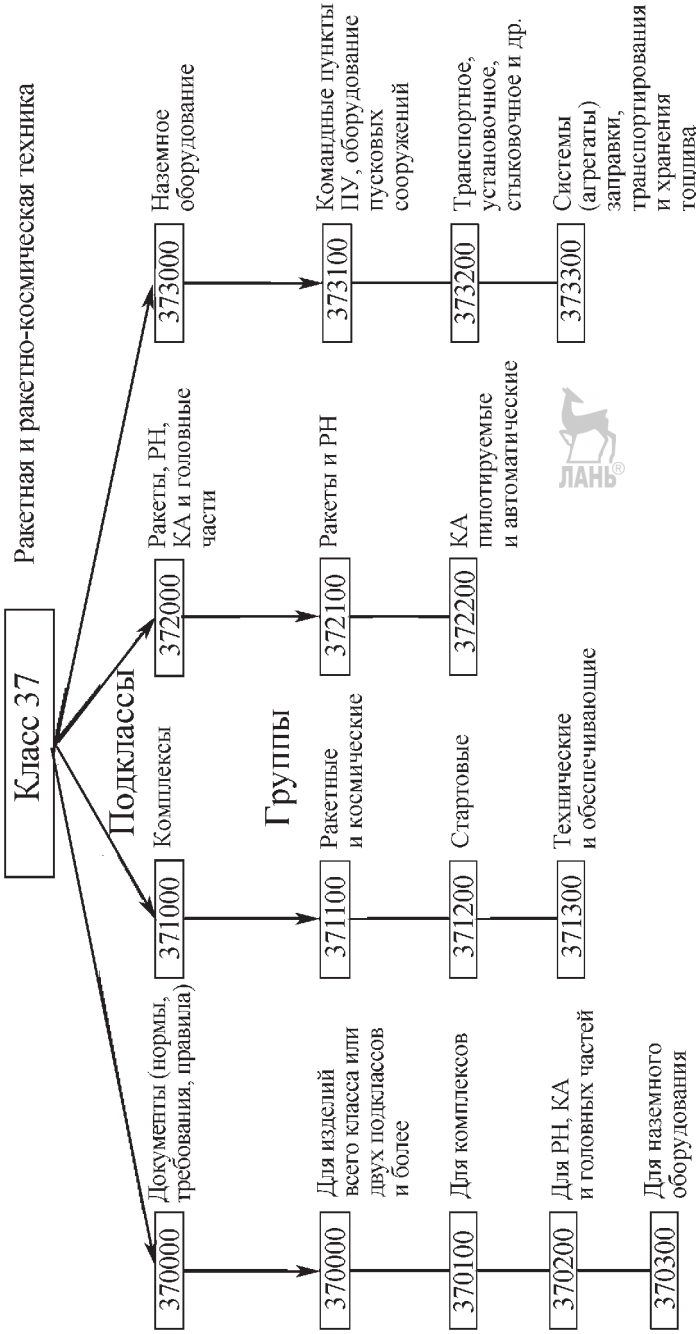


Рис. 4.2.4. Состав и структура класса 37 по основным подклассам (до уровня групп включительно)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

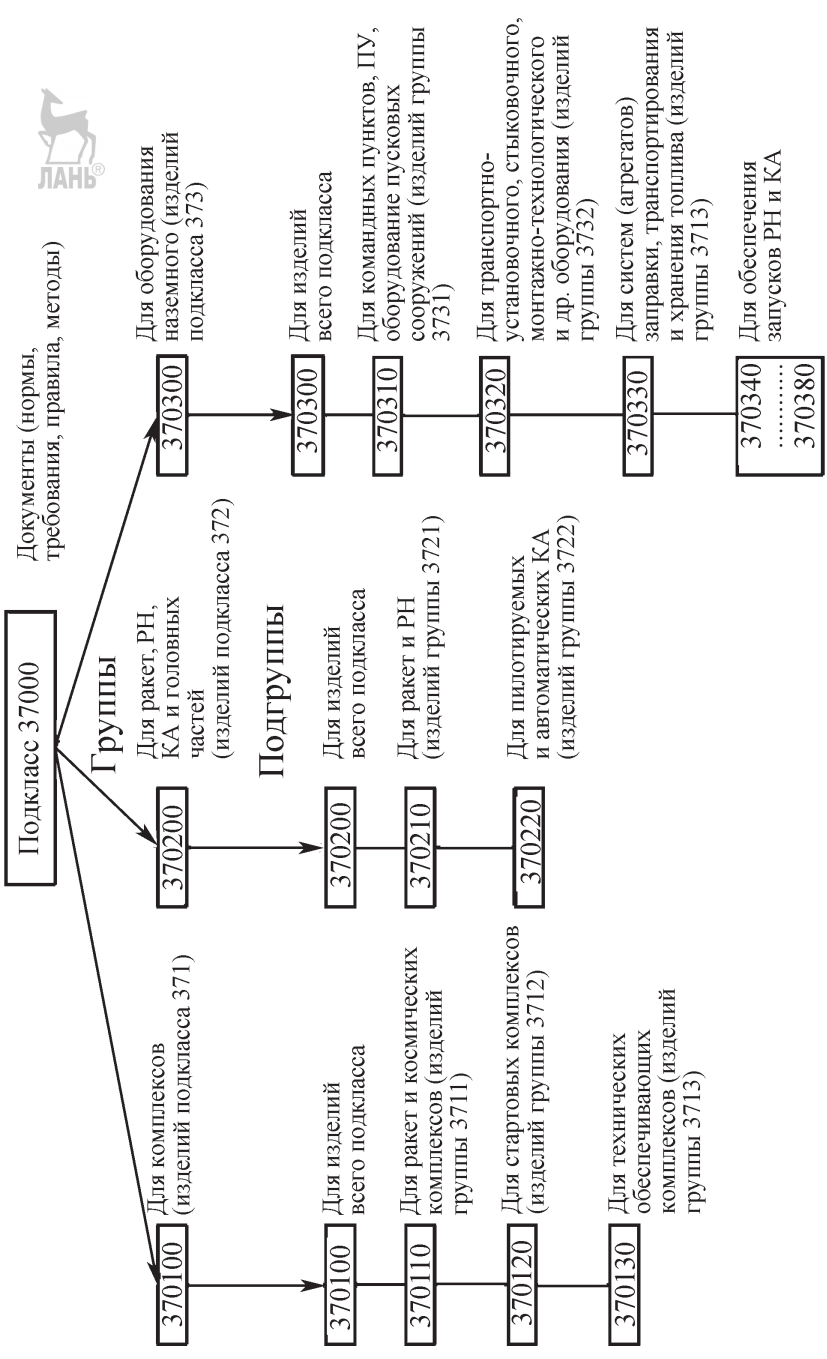


Рис. 4.2.5. Состав и структура подкласса 370000 (до уровня подгрупп, включительно) по основным элементам ракетно-космического комплекса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

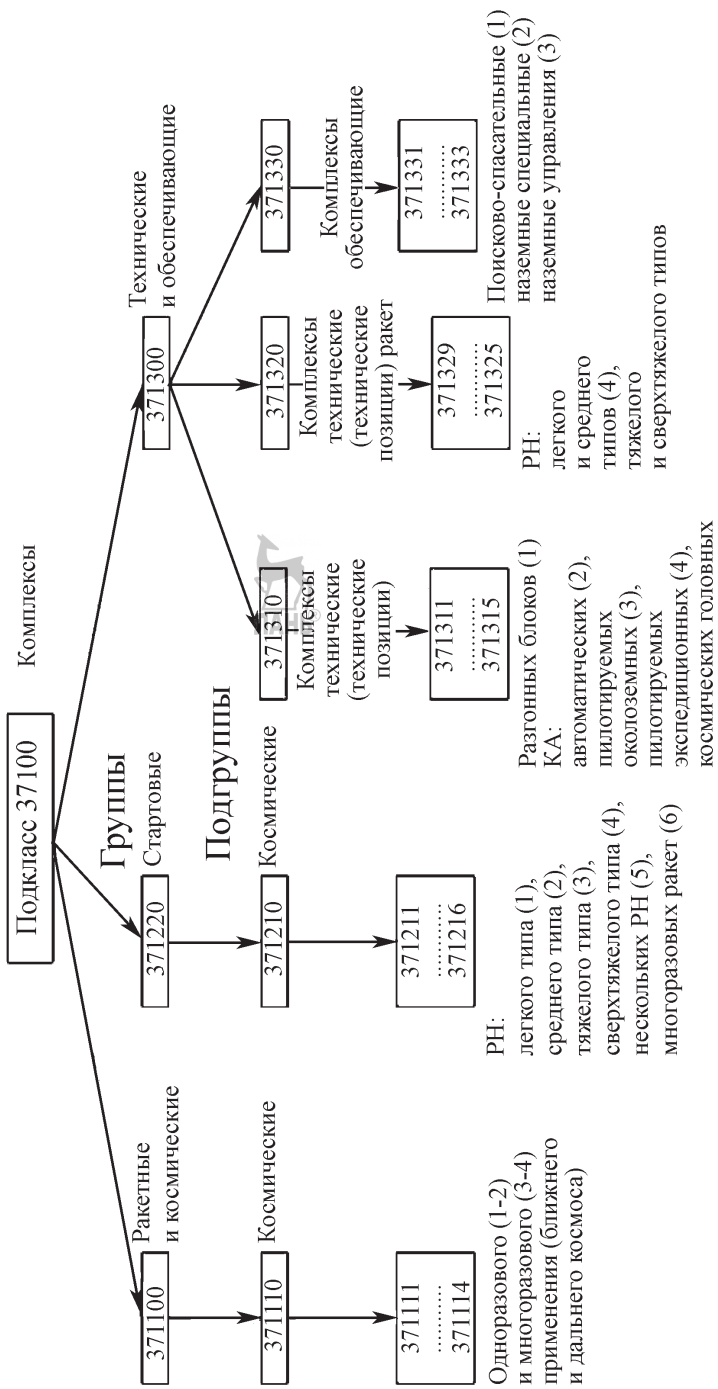


Рис. 4.2.6. Состав и структура подклассов (комплексы), составляющие наиболее показательные элементы комплекса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

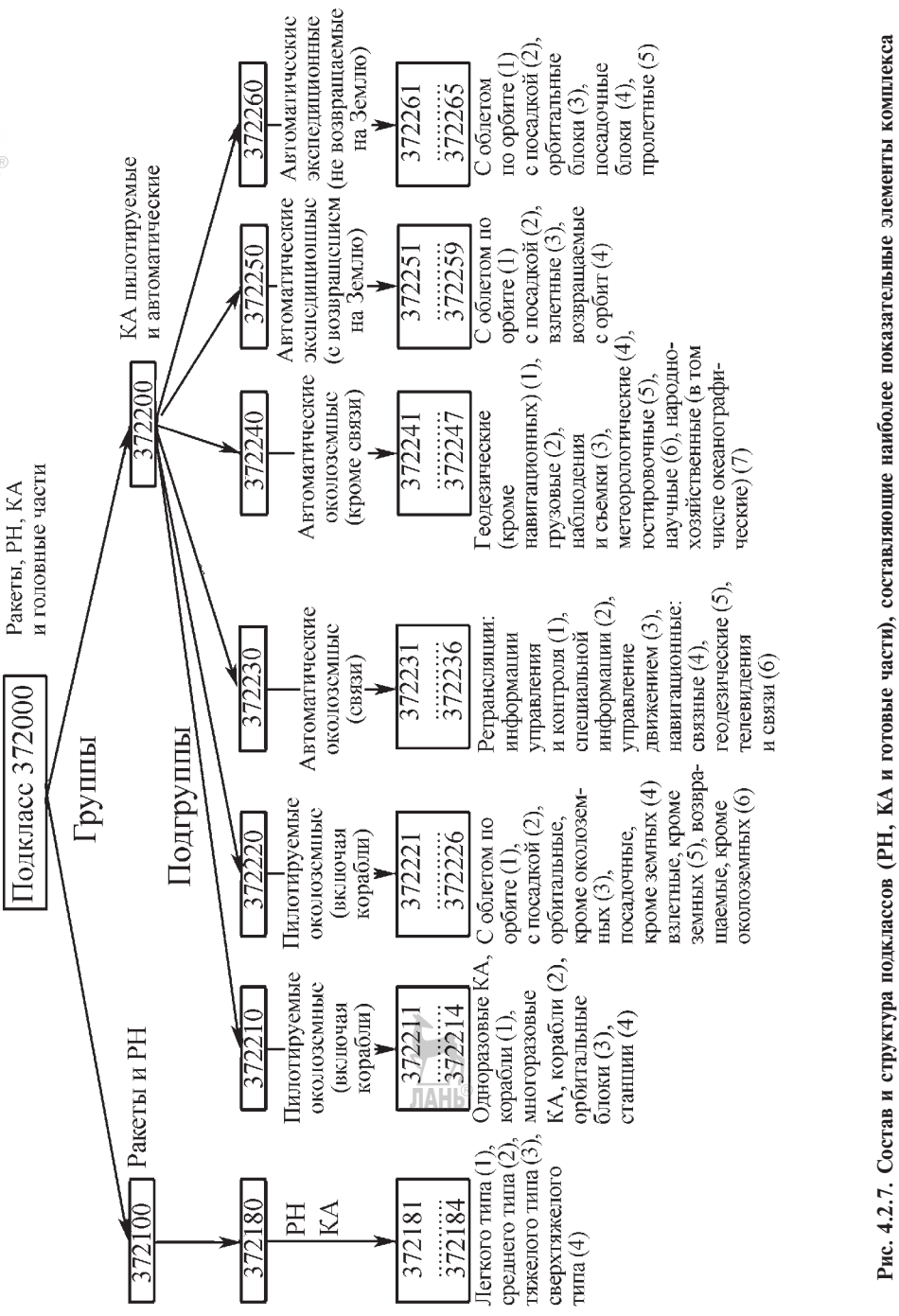


Рис. 4.2.7. Состав и структура подклассов (РН, КА и готовые части), составляющие наиболее показательные элементы комплекса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 4.3

СОЗДАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

4.3.1. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С момента образования отечественной РКП ее развитие осуществлялось быстрыми темпами, исходя из необходимости решения в кратчайший срок задач по обеспечению обороноспособности и приоритетного исследования космического пространства. Наукоемкость и сложность РКТ, большая ее стоимость обусловили в первую очередь решение вопросов обеспечения надежности создаваемых ракетных и космических комплексов. Основное направление работ, образованных в 1964–1966 гг. на каждом предприятии РКП служб надежности — разработка и внедрение методов задания, нормирования, контроля и оценки уровня надежности комплексов с использованием теории вероятностей и математической статистики. В ТТЗ заказчика на РКТ стали задавать показатели надежности, что стимулировало развитие «методического подхода» обеспечения и контроля надежности РКТ. Отработка РКК в этот период, когда еще недостаточно была развита экспериментальная база для наземной отработки, в основном осуществлялась при летно-конструкторских испытаниях путем проведения большого числа пусков ракет и РН с КА.

При создании все более уникальных и сложных комплексов на основе внедрения передовых достижений науки, техники и технологии при организации работ по обеспечению требуемых уровней надежности создаваемой РКТ нужно было учитывать:

возросшую сложность и стоимость создаваемых комплексов, что накладывало ограничения на возможное число пусков при летных испытаниях и сроки их проведения;

участие в разработке новой техники разветвленной кооперации предприятий различных министерств и ведомств, имевших ведомственный и во многом различный уровень научного задела и организации работ по разработке, испытаниям, изготовлению и обеспечению качества и надежности РКТ;

длительный срок разработки и испытаний комплекса и его изделий (4–6 лет и более), в том числе изготовления каждого опытного образца (от 0,5 до 2 лет) предназначенного для летных испытаний;

обеспечение успешного пуска и выполнения программы и задач полета уже первым опытным образцом.

Указанные факторы и возросшая в 1967–1968 гг. доля аварий при летных испытаниях комплексов различного назначения обусловили необходимость создания и внедрения системы обеспечения надежности изделий РКТ. Эта разработка была в 1969–1972 гг. с учетом накопленного отечественного и положительного зарубежного опыта на основе (головная организация — ЦНИИмаш) более совершенной методологии, предусматривающей комплексный подход и реализацию программно-целевых принципов и методов обеспечения качества и надежности.

Новая методология предусматривала использование, наряду с методами теории вероятностей и математической статистики, детерминированных инженерно-физических методов и средств обеспечения надежности (моделирование, макетирование, имитация условий функционирования при отработке, учет и анализ причин каждого отказа, своевременная реализация мер по их устранению и т.д.). Этот подход должен был применяться всеми непосредственными исполнителями работ на каждом этапе создания, производства и эксплуатации РКТ в таком объеме, определяемом программами, который дает максимальный целевой эффект.

Созданная и внедренная в 70-х гг. прошлого века межотраслевая система обеспечения качества и надежности РКТ является многоуровневой, многоплановой и многоэтапной и включает в себя как неотъемлемые составные части, следующие подсистемы: организацию и управление, долгосрочный прогноз развития РКТ и планирование научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ методическое, информационное, нормативное, экспериментальное и технологическое обеспечение.

В отраслевых нормативных документах, регламентирующих систему обеспечения надежности РКТ, приняты следующие определения.

Процесс создания изделий РКТ — работы, проводимые для выполнения ТТЗ (ТЗ) заказчика на всех этапах (стадиях) научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, в том числе работы по экспериментальной отработке, подготовке опытного производства и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

изготовлению опытных изделий, при проведении летных испытаний и подготовке серийного производства изделий РКТ.

Порядок создания изделий РКТ — модель процесса создания (технология создания) комплексов различного назначения и их изделий (в том числе ракет, РН, разгонных блоков, КА и станций), которая изложена инженерными терминами и определениями. Модель процесса предусматривает выполнение работ по контролируемым этапам, включает обязательные к исполнению требования к содержанию работ на каждом этапе и порядку принятия решений при переходе от этапа к этапу, структуре и содержанию проектов и программ, функциональным обязанностям и ответственности головных предприятий-разработчиков (изготовителей) и их соисполнителей по обеспечению технического уровня и уровень качества, надежности и безопасности функционирования изделий РКТ, безопасности, включая экологическую, к контролю выполнения работ, технической готовности комплексов и их изделий к летным испытаниям и применению по назначению.

Система обеспечения качества и надежности изделий РКТ — совокупность организационной структуры, ответственности, систематически проводимых организационно-технических, научных, конструкторских и технологических мероприятий, обеспечивающая достижение и поддержание требуемого (заданного) уровня надежности изделий РКТ в процессе их создания, производства и эксплуатации. Система регламентируется комплексом *нормативно-технических документов* (*НТД*), основным из которых является Положение РК-98-КТ.

Управление качеством и надежностью изделий РКТ — процесс целенаправленной деятельности по обоснованию, заданию, обеспечению, контролю и поддержанию характеристик надежности изделий, по контролю (оценке соответствия) выполнения всеми участниками работ на этапах жизненного цикла требований действующих НТД (в первую очередь — Положения РК-98-КТ), а также выполнения и оценке эффективности разрабатываемых мер с принятием соответствующих решений (управляющих воздействий) для устранения отклонений от требований.

Цель системы обеспечения качества и надежности изделий РКТ — создание комплексов высоких технического уровня, уровня надежности и безопасности функционирования в сжатые сроки, с минимальными затратами при условии успешного выполнения программ полета с первых пусков.

Задачи системы обеспечения качества и надежности РКТ:

разработка и реализация при создании каждого комплекса и его изделий организационно-технических, методических, информационных и технико-экономических принципов обеспечения качества и надежности изделий, исходя из программно-целевого комплексного подхода к решению проблемы надежности;

создание служб надежности, как на отраслевом уровне, так и на уровне каждого предприятия, их организационное и методическое обеспечение;

разработка комплекса руководящих и нормативно-технических документов, регламентирующих систему, установление контроля за их выполнением;

установление и внедрение процедур и правил выявления, исследования, устранения и предупреждения причин и источников отказов, а также защиты изделий от повторения проявления этих причин и возможных последствий отказов;

совершенствование методологии проектирования, изготовления и отработки изделий комплексов и комплексов в целом на основе достижений науки и техники.

Структурная схема системы обеспечения качества и надежности РКТ приведена на рис. 4.3.1. Указанные на схеме подсистемы включают в себя следующие элементы.

Организация и управление:

регламентация организационных и технических основ системы, включая единый, для всех предприятий и организаций не зависимо от формы их собственности, порядок создания, серийного производства и эксплуатации изделий РКТ;

координация работ в процессе создания конкретного комплекса, в том числе на конкурсных началах;

прогнозирование перспектив развития и создания РКТ и формирование долгосрочной (5–10 лет) федеральной (государственной) целевой программы космической деятельности;

управление процессом обеспечения качества и надежности изделий на федеральном (государственном), региональном уровнях и на уровне каждого предприятия;

принятие на всех уровнях необходимых решений (управляющих воздействий), направленных на внедрение и контроль исполнения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

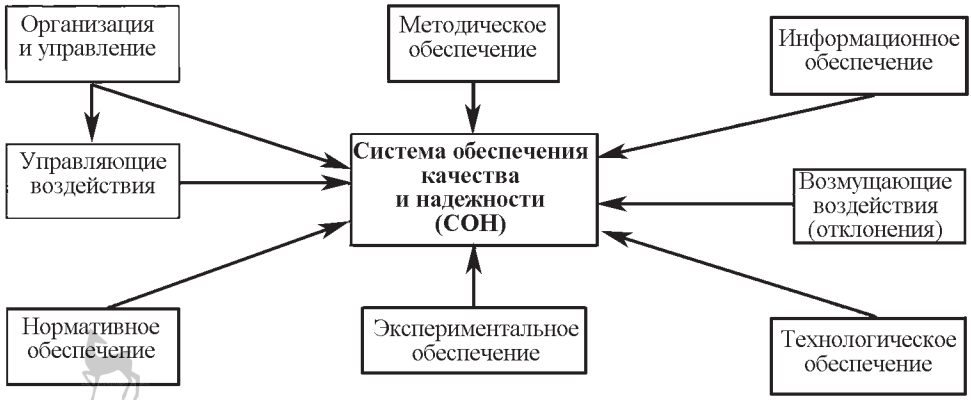


Рис. 4.3.1. Структурная схема системы обеспечения качества и надежности ракетно-космической техники

требований системы и устранение причин нестабильности или снижения характеристик надежности изделий РКТ;

установление требований к порядку и содержанию проведения экспертизы на всех этапах создания комплексов (системе) и проведения этой экспертизы по каждому комплексу (системе);

установление правил принятия решений по обеспечению и контролю надежности, а также безопасности функционирования изделий комплекса и комплекса в целом на каждом этапе их создания и эксплуатации.

Методическое обеспечение:

разработка номенклатуры, состава и правил обоснования показателей надежности и подтверждения этих показателей для различных видов комплексов и их изделий;

разработка и внедрение нормативно-технических документов по методам нормирования, задания, оценки, контроля и подтверждения требований к надежности комплексов, их составных частей и систем и других изделий комплексов;

установление требований к структуре, содержанию и порядку выпуска программ обеспечения надежности, безопасности, комплексных программ экспериментальной отработки, программ летных испытаний, программ повышения (поддержания) надежности комплексов и их изделий.

Информационное обеспечение:

организация и внедрение на отраслевом и межотраслевом уровнях системы информации о техническом состоянии и надежности комплексов и их изделий;

разработка НТД по методам и правилам сбора, распределения и использования информации о выявленных отказах и неисправностях изделий, по исследованию их причин;

создание единого отраслевого информационного банка данных с постоянными и унифицированными потоками сведений, позволяющими решать задачи по обеспечению, поддержанию и управлению уровнями качества и надежности комплексов и их изделий в процессе их создания, производства и эксплуатации.

Экспериментальное обеспечение:

опережающее создание экспериментальной базы, способной проводить испытания в условиях, близких к реальным, автоматизированных средств испытаний и измерений и обработки их результатов;

выполнение основного объема экспериментальной отработки изделий в наземных условиях, близких к реальным условиям эксплуатации, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов, включая аварийные (нештатные) режимы функционирования изделий (если это технически возможно и безопасно в наземных условиях), и ресурсные испытания;

установление в нормативно-технических документах требований к видам, режимам, нормам, программам и методам наземных испытаний систем и составных частей комплексов, в том числе к «тренировкам» и технологическим прогонам радиоэлектронных изделий;

применение математического и физического моделирования, создание макетов, элек-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

трически действующих и комплексных стендов, в том числе для проверки взаимного функционирования сопряженных изделий и сопровождения наиболее важных КА (станций) в полете.

Технологическое обеспечение:

проработка конструкции на технологичность на ранних этапах разработки, начиная с аванпроекта (технического предложения), разработка директивных технологических документов, назначение главных технологов проектов комплекса и его составных частей;

приближение технологии изготовления опытных образцов изделий к серийной, осуществление постоянного контроля стабильности качества изготовления изделий;

создание производственно-технологической базы, в том числе конструкторско-технологического макета, автоматизированных средств диагностики и контроля, необходимых для обеспечения качества и надежности изготовляемых изделий;

разработка и реализация планов подготовки опытного и серийного производства перед началом изготовления изделий;

организация и проведение авторского и гарантийного надзоров, соответственно в производстве и эксплуатации;

обеспечение идентичности методов и средств контроля (приемочного и входного) у поставщика и потребителя, повышение требований к входному контролю качества комплектующих изделий и порядку их применения, введение «технологических прогонов» радиоэлектронной аппаратуры и приборов при их изготовлении и подготовке к пуску;

учет и анализ всех допущенных отступлений от требований конструкторской и технологической документации и принятие мер по устранению причин этих отступлений до применения изделий по целевому назначению.

Нормативное обеспечение:

разработка и внедрение нормативно-правовой базы, законов РФ, руководящих и нормативно-технических документов, регламентирующих систему обеспечения качества и надежности РКТ. К настоящему времени по РКТ действуют более 450 специальных нормативно-технических документов, включая государственные и отраслевые стандарты, основным руководящим и основополагающим документом из которых является «Положение о порядке создания, производства (применения) и эксплуатации ракетных и космических комплексов (Положение РК-98-КТ)»;

проведение комплексной стандартизации и унификации изделий, конструкторско-технологических решений для разработки перспективной РКТ.

Структура действующих нормативно-технических документов предусматривает регламентацию требований по направлениям:

общетехнические и организационные, методические;

нормы и методы расчета и проектирования;

нормы, методы и средства испытаний;

технологические решения и процессы;

терминология.

Реализация задач обеспечения качества, надежности и безопасности функционирования конкретного комплекса (его составных частей) основана на использовании программно-целевого метода и комплексного планирования соответствующих мероприятий. Исходя из цели системы, этот метод предусматривает разработку на каждом из этапов создания ряда программных документов, а именно:

программы обеспечения надежности (*ПОН*) комплекса и его составных частей;

программы обеспечения безопасности (*ПОБ*) (включая программы экологической безопасности и безопасности экипажа для пилотируемых кораблей и станций);

комплексной программы экспериментальной отработки (*КПЭО*), включающей и программы технологической отработки и отработки математического обеспечения;

программы летных (государственных) испытаний (*ПЛИ*);

программы повышения (поддержания) надежности (*ППН*) на этапе эксплуатации.

Планирование и выполнение работ при создании конкретного комплекса (его составных частей) осуществляют по рабочим документам сквозного планирования (планы-графики выпуска проектов, генерального сетевого графика создания комплекса, планы подготовки производства и капитального строительства, калькуляция сметной стоимости).

4.3.2. ПРИНЦИПЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Организационно-технические и методические принципы обеспечения качества, надежности и безопасности РКТ базируются на программно-целевом комплексном подходе к

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

решению проблем, в основе которого — единый порядок создания и производства комплексов различного назначения и входящих в них изделий. Этот порядок устанавливает основное содержание, объем и последовательность работ, отчетность и контроль полноты и достаточности работ с целью принятия решений по их завершении на каждом этапе. Своевременное и в полном объеме выполнение проверенных практикой требований единого порядка является основой исключения повторения ранее имевших место ошибок и отказов РКТ и обеспечения заданного уровня надежности и безопасности при создании новых изделий РКТ.

Основные принципы обеспечения качества, надежности безопасности изделий РКТ регламентированы нормативно-техническими документами и могут быть сформулированы (представлены) в виде следующих общих требований, обязательных к исполнению всеми участниками выполнения работ:

1. Соблюдение всеми предприятиями и организациями единого порядка создания, производства и эксплуатации изделий РКТ, в том числе соблюдение контролируемых последовательных этапов (стадий) создания изделий и требований к содержанию работ на этих этапах и принятию решений по результатам их выполнения.

2. Обеспечение качества, надежности, безопасности осуществляется на всех уровнях ответственности — от руководителя до непосредственного исполнителя, при методической и координирующей роли службы качества (надежности) предприятий и представителей заказчика.

3. Задание в ТТЗ государственного заказчика и ТЗ головных предприятий-разработчиков требований к качеству, надежности безопасности комплекса, его изделий и порядку их подтверждения; обоснование перечня работ и мероприятий, необходимых для обеспечения качества, надежности и безопасности, и поэтапный контроль выполнения заданных требований. Сравнительная оценка и отбор, в том числе на конкурсной основе, наиболее совершенных и надежных вариантов конструкции для дальнейшей разработки.

4. Организация и выполнение работ по обеспечению качества, надежности и безопасности кооперацией предприятий в процессе создания и производства изделий РКТ на основе ПОН, ПОБ (включая пожаровзрывобезопасность, экологическую безопасность), программ обеспечения безопасности экипажа (для пилотируемых комплексов), КПЭО изделий, ПЛИ, рабочих документов сквозного планирования, программ повышения (поддержания) надежности (для серийных изделий) с поэтапным контролем их выполнения и отчетностью (комплексный программно-целевой подход).

5. Создание комплексов с повышенной степенью живучести, способных выполнить программу полета и обеспечить безопасность экипажа *пилотируемых космических комплексов* (*ПКК*) при возникновении двух отказов элементов в системах комплекса, повышение требований к контролю качества изготовления изделий ПКК.

6. Выполнение основного объема экспериментальной отработки изделий комплекса в наземных условиях при максимальной имитации реальных условий и нагрузок функционирования (включая предельно допустимые по ТЗ режимы работы) до начала летных испытаний комплекса. На этапе «Летные испытания» проведение лишь той отработки, которая в наземных условиях технически невыполнима или экономически нецелесообразна в заданные сроки.

7. Внедрение конструкторско-технологических, электрически действующих комплексных стендов, широкое применение математического, полунатурного, имитационного моделирования и макетирования, планирование и проведение испытаний в утяжеленных режимах, проведение ресурсных испытаний.

8. Отработка изделий от простых структур к более сложным, обязательная проверка взаимного функционирования сопряженных изделий при комплексных испытаниях, включая режимы на предельных значениях параметров и характеристик, заданных в ТЗ, определение границ (запасов) работоспособности изделий, завершения отработки «чистовыми» испытаниями (без отказов и неисправностей).

9. Соблюдение последовательности этапов проведения испытаний, определенных ТТЗ (ТЗ), и отчетности по ним, завершение отработки конструкторской и технологической документации до поставки изделий на летные испытания.

10. Составление при проектировании изделий перечней возможных аварийных (нештатных) ситуаций функционирования, анализ возможных последствий и определение пу-

тей выхода из них (порядка принятия решений), имитация аварийных (нештатных) ситуаций при испытаниях (если это безопасно и технически выполнимо в наземных условиях), а также определение и составление перечней особо ответственных (критичных) элементов изделий, отказ которых приводит к выше указанным ситуациям, и установление усиленного контроля на всех этапах их изготовления, отработки и подготовки к пуску.

11. Научно-техническое сопровождение работ и обязательная независимая экспертиза *головными научно-исследовательскими институтами* (организациями) *государственного заказчика* (*ГНИО заказчика*) и *ракетно-космической промышленности* (*ГНИО РКП*) проектных материалов и результатов выполнения программ обеспечения надежности, безопасности, экспериментальной отработки, а также технической готовности комплекса к началу летных испытаний с выдачей соответствующих заключений.

12. Проработка вопросов технологического обеспечения и технологичности изготовления изделий на ранних этапах разработки конструкторской и технологической документации, экспертиза и выдача заключений о технологичности изделий.

13. Опережающее создание экспериментальной, производственной и технологической баз, автоматизированных средств контроля и диагностики, измерений и обработки результатов испытаний.

14. Составление планов подготовки опытного и серийного производства изделий комплекса и их реализация до начала изготовления. Приближение технологии изготовления опытных образцов изделий к серийной технологии.

15. Проведение регулярной проверки технологических процессов на соответствие требованиям конструкторской документации и контроль стабильности качества изготовления. Анализ каждого допущенного в производстве отступления от документации и оперативное принятие решений.

16. Соблюдение порядка выбора и применения, установление повышенных требований к входному контролю комплектующих изделий и приемочному контролю изделий комплекса, обеспечение идентичности методов и средств контроля на предприятии-изготовителе и у потребителя.

17. Внедрение системы выявления и устранения дефектов проектирования производства. Внедрение автоматизированных средств проектирования и изготовления на основе передовых достижений в этой области.

18. Установление повышенных требований к выполнению и контролю особо ответственных операций сборки, монтажа, регулировки, настройки, испытаний с аттестацией исполнителей и завершение их отработки до поставки изделий на летные испытания.

19. Введение испытаний на штатное функционирование изделий, «технологических прогонов» радиоэлектронной аппаратуры и приборов при их изготовлении и подготовке к пуску.

20. Проведение предприятиями и организациями, участвующими в разработке, изготовлении и эксплуатации комплекса и его изделий, работ по выявлению, исследованию и устранению причин отказов, неисправностей, дефектов, а также отступлений от конструкторской и технологической документации. Учету и анализу подлежат все отказы и неисправности конкретного изделия, включая дефекты и отступления, независимо от их влияния на результаты испытаний или эксплуатации. Ведение единого банка данных о техническом состоянии и надежности изделий. Своевременное доведение этих данных до заинтересованных предприятий и организаций.

21. Регулярное совершенствование, дополнение, изменение требований к системе обеспечения качества и надежности РКТ по результатам создания новых изделий, их серийного производства и эксплуатации.

4.3.3. ПОРЯДОК СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Порядок создания космических комплексов регламентирован Федеральным законом РФ «О космической деятельности», основным руководящим основополагающим документом — «Положением о порядке создания производства (применения) и эксплуатации ракетных и космических комплексов (Положение РК-98-КТ)», утвержденным на правительственном уровне, и комплексом НТД. Учитывая специфику и особенности создания РКТ (уникальность, единичность производства, длительный цикл изготовления изделий, обязательная комплексная экспериментальная отработка и т.п.), установлено, что при расхождении с указанным Положением РК-98-КТ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

требований других НТД в области РКТ следует руководствоваться требованиями Положения РК-98-КТ до устранения в установленном порядке выявленных разногласий.

В общем виде схема создания РКК представлена на рис. 4.3.2. Согласно действующему порядку создание комплексов предусматривает выполнение определенных регламентированных работ и процедур.

1. Создание опережающего научно-технического и технологического заделов, необходимых для разработки и отработки перспективной РКТ.

2. Создание и модернизация КК, отдельных КА, РН и других составных частей комплекса должно осуществляться по ТТЗ (ТЗ), утвержденным государственным заказчиком. Создание изделий комплексов осуществляют по ТЗ головных предприятий-разработчиков. ТЗ выдаются на все вновь создаваемые и модернизируемые изделия комплекса.

3. Создание, производство и эксплуатацию комплексов и входящих в них изделий проводят по следующим контролируемым этапам:

аванпроект (техническое предложение);

эскизный проект;

разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты;

изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания и корректировка рабочей документации;

изготовление опытных изделий комплекса, комплексные и межведомственные испытания и корректировка рабочей документации;

летные испытания;

подготовка документации на изделия серийного производства;

подготовка и освоение серийного производства, изготовление, испытание изделий и корректировка документации на изделия серийного производства;

ввод в эксплуатацию;

эксплуатация.

Перечни необходимых этапов и основное содержание работ на этих этапах должны быть приведены в ТТЗ (ТЗ). Этапы могут дополняться или пропускаться, если это не влияет на конечный целевой эффект.

4. Общую координацию работ в процессе создания конкретного комплекса и его изделий проводит головное предприятие — разработчик комплекса, которое осуществляет функции заказчика по отношению к своим соисполнителям.

Техническое коллегиальное руководство работами, координацию и решение научно-технических и технологических вопросов, связанных с созданием конкретного комплекса, осуществляет создаваемый для этих целей Совет генеральных (главных) конструкторов. Ответственность за принятые научно-технические и технологические решения возлагается на Генерального (главного) конструктора, для чего он наделен в установленном порядке правом второй подписи в случае возникновения разногласий в процессе создания комплекса и его изделий.

Для руководства работами по обеспечению технологичности разрабатываемых изделий на период создания комплекса назначают на этапе «Аванпроект» главных технологов проектов комплекса и основных изделий комплекса.

5. Отношения между всеми сторонами, участвующими в создании, производстве и эксплуатации комплекса, подлежат обязательному оформлению на договорной (контрактной) основе в соответствии с действующим законодательством РФ.

6. Предприятия и организации, участвующие в процессе создания и производства космической техники, должны внедрить у себя и поддерживать на соответствующем уровне систему обеспечения качества, обеспечивающую выполнение определенных работ, гарантирующих предприятию (организации) и потребителю (заказчику работ) достижение и поддержание требований к качеству техники (услуг) при оптимальном (приемлемом) риске обеих сторон. Эту систему создают с учетом особенностей организации управления предприятием, сложности разрабатываемой и изготовляемой техники, технического уровня производства, форм собственности и других факторов.

7. Процесс создания подлежит сквозному планированию. Рабочими документами сквозного планирования являются: генеральный график (план-график) создания комплекса и графики или планы-графики создания изделий комплекса, которые должны быть взаимоувязаны по срокам, порядку проведения работ и исполнителям; планы-графики разработки аванпроекта и эскизного проекта; планы-графики разработки, изготовления, экспериментальной отработки комплекса и его основных (на которые выданы ТЗ) изделий комплекса; планы капитального строительства, создания (дооборудования, реконструкции) наземных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

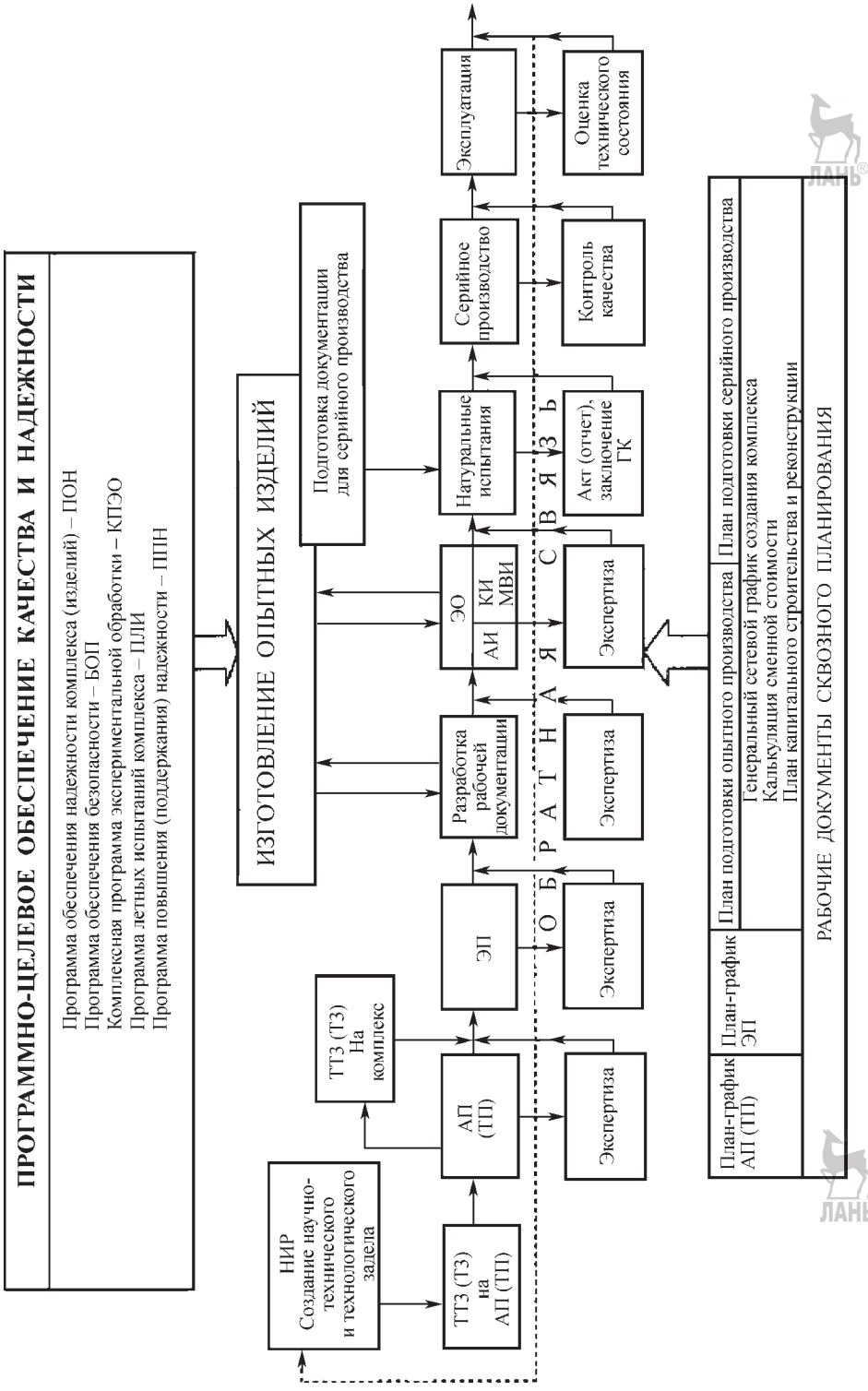


Рис. 4.3.2. Схема создания ракетно-космических комплексов (по Положению РК-98-КТ)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

объектов, стендов, сооружений; калькуляция сметной стоимости.

Рабочие документы сквозного планирования являются основными документами для текущего планирования и контроля работ по созданию комплекса и его изделий. Они должны включать работы всей кооперации предприятий и организаций, в том числе работы и мероприятия, предусмотренные ПОН, ПОБ, КПЭО и другими программами. Планы и графики разрабатываются по всем изделиям, на которые выданы ТТЗ или ТЗ.

8. Все виды деятельности по исследованию и использованию космического пространства, по предоставлению космических услуг, использованию наземной инфраструктуры (полигоны, стенды и др.) в научных и социально-экономических целях, связанных с проектированием, изготовлением, испытаниями, подготовкой к запуску и запусками РН и КА, сбором и обработкой космической информации и т.п., подлежат лицензированию в установленном законодательством РФ порядке.

9. Для принятия решений в процессе создания комплекса и его изделий, а также в целях контроля качества работ и выполнения, заданных в ТТЗ (ТЗ) требований (в том числе к качеству, надежности, безопасности) проводят экспертизу с выдачей соответствующих заключений. Основной принцип при назначении экспертизы — ее независимость.

Экспертизу результатов работ на этапах создания комплекса проводят головные НИИ государственного заказчика совместно с ГНИО РКП при необходимости с привлечением специализированных НИИ, общественных академий, в том числе по направлениям технологии, метрологии, экологии, материаловедения, стандартизации и унификации.

Для проведения экспертизы образуют экспертную комиссию из специалистов, напрямую не связанных и не заинтересованных в результатах экспертизы.

Для проведения при необходимости дополнительной экспертизы может быть образована *межведомственная экспертная комиссия* (*МЭК*) из представителей соответствующих министерств, ведомств, организаций и специалистов.

10. Предприятия и организации, участвующие в процессе создания изделий РКТ, по требованию государственного заказчика, могут подлежать проверке-сертификации (аттестации) в целях официального подтверждения и выдачи заказчику работ (потребителю) гарантии в том, что:

головное предприятие-разработчик (предприятие-разработчик), предприятие-изготовитель имеют все необходимые и достаточные условия для обеспечения разработки и поставки изделий, соответствующих заданным в ТЗ или НТД показателям;

разработка и изготовление изделий могут быть осуществлены в соответствии с требованиями НТД, указанных в ТЗ или договоре (контракте);

система качества на предприятии при разработке и изготовлении изделий обеспечивает выпуск этих изделий с требуемым качеством, а поставляемые на летные испытания изделия спроектированы, изготовлены и отработанны в соответствии с требованиями ТТЗ, КД, ТД, «Положения РК-98-КТ» и другой НТД и технически готовы к ЛИ.

Сертификацию проводят поэтапно согласно программе работ по сертификации путем установления соответствия достигнутых характеристик изделий комплекса их значениям, заданным в ТЗ и НТД. Результаты проверки (сертификации) служат основой выдачи лицензии предприятию на право проведения работ.

11. Организации и граждане, которые эксплуатируют РКТ или по заказу которых осуществляют создание и использование комплекса, проводят страхование в соответствии с законодательством РФ.

Обязательное страхование проводят на случай нанесения вреда жизни и здоровью космонавтов, персоналу наземных и иных объектов космической инфраструктуры, экологических рисков, а также имущественного вреда третьим сторонам.

Организации и граждане, осуществляющие космическую деятельность, могут проводить добровольное страхование РКТ, а также рисков, связанных с такой деятельностью.

12. В целях усиления личной ответственности как непосредственных исполнителей, так и руководителей предприятий и организаций за качество, надежность и безопасность изделий комплекса вводится специальная отметка в паспорте (формуляре) изделия, подтверждающая выполнение требований «Положения РК-98-КТ» и другой (если это предусмотрено в ТТЗ) НТД по созданию и производству изделий комплексов (отметка равносильна сертификации). Ответственность за правомочность и правильность простановки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

отметки несут должностные лица, подписавшие паспорт (формуляр).

Выполнение дополнительных требований к выпуску конструкторской и технологической документации и изготовлению изделий ПКК должно быть подтверждено дополнительным заключением, которое дают лично Генеральный (главный) конструктор, руководитель предприятия-изготовителя, их заместители по качеству, начальники ОТК (главные контролеры) и руководители представительств заказчика.

13. До этапа «Аванпроект (техническое предложение)» должны быть проведены, как правило, научно-исследовательские (в том числе системные и проектно-поисковые) работы по обоснованию целесообразности создания комплексов, определению путей внедрения в их конструкцию и схемы новейших достижений науки и техники, а также созданию научно-технического и технологического задела (разработке новых материалов, компонентов топлив, прогрессивных технологий; разработке и проверке типовых конструкторско-технологических решений, новых принципов и режимов функционирования изделий, входящих в комплекс). Кроме этого, проводятся работы по определению других областей экономики страны, где новые достижения космической техники могут быть использованы.

14. Основной целью работ на этапе «Аванпроект» (в том числе на конкурсной основе) является обоснование научных, экономических и организационных возможностей и технических путей создания комплекса с характеристиками, удовлетворяющими требованиям ТТЗ государственного заказчика (заказчика). В процессе разработки аванпроекта уточняют требования ТТЗ, выпускают предварительные ПОН, ПОБ, проекты рабочих документов сквозного планирования. Работы на этапе выполняет по утвержденному заказчиком ТТЗ головное предприятие — разработчик комплекса (выигравшее конкурс) совместно с предприятиями-соисполнителями в соответствии с планом-графиком разработки аванпроекта. Предприятия — соисполнители выпускают согласно ТЗ головного предприятия-разработчика комплекса аванпроекты на разрабатываемые ими изделия и проводят их защиту перед головным предприятием–разработчиком комплекса. (Аналогичная соответствующая схема действует применительно к изделиям более низкой иерархической структуры).

Аванпроект на комплекс в целом головное предприятие-разработчик представляет совместно с предприятиями-соисполнителями на рассмотрение и заключение (экспертизу) заказчику и ГНИО РКП, а также в случае конкурсной разработки аванпректа — конкурсной экспертной комиссии, назначаемой заказчиком.

15. Основной целью работ на этапе «Эскизный проект» является комплексное (теоретическое и экспериментальное) обоснование основных характеристик, технических и технологических решений по созданию комплекса и его изделий, а также обоснование технико-экономических показателей комплекса и его изделий.

Работы выполняют по утвержденному заказчиком ТТЗ на комплекс, по утвержденным головным предприятием — разработчиком комплекса ТЗ на изделия комплекса и ТЗ на проведение научных исследований при эскизном проектировании (при необходимости). В процессе разработки эскизного проекта выпускают ПОН, ПОБ, рабочие документы сквозного планирования, проводят работы по моделированию, макетированию, расчетно-теоретические работы и необходимые испытания для подтверждения результатов эскизного проектирования.

Головное предприятие-разработчик комплекса выпускает эскизный проект на комплекс в целом. Предприятия-соисполнители выпускают эскизные проекты на изделия, разрабатываемые ими по ТЗ. Эти проекты являются составными частями эскизного проекта на комплекс и подлежат защите перед головным предприятием-разработчиком комплекса.

Эскизный проект на комплекс головное предприятие-разработчик совместно с предприятиями-соисполнителями после рассмотрения советом главных конструкторов представляет на рассмотрение и заключение (экспертизу) ГНИО РКП и заказчику комплекса.

По результатам экспертизы головное предприятие — разработчик комплекса совместно с предприятиями-соисполнителями его изделий составляют планы мероприятий по устранению указанных в заключениях замечаний и предложений, уточняют рабочие документы сквозного планирования, согласуют и утверждают их в установленном порядке. Заказчик принимает решение по дальнейшему обеспечению работ по созданию комплекса и переходу к следующему этапу.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

16. Целью работ на этапе «Разработка рабочей документации на опытные изделия и макеты» является разработка полного комплекта конструкторской документации для изготовления и испытаний опытных изделий комплекса и макетов (в том числе комплексной программы экспериментальной отработки, документации на конструкторско-технологические макеты и электрически действующие стенды, ТУ и эксплуатационной документации), программной и технологической документации, а также разработка и согласование с ГНИО РКП в части, их касающейся, комплексных программ экспериментальной отработки комплекса и его изделий на которые были выданы ТЗ.

Конструкторская документация должна быть проработана (или согласована) предприятием-изготовителем на технологичность с оформлением заключения (акта).

Обязательными условиями разработки конструкторской документации на опытные изделия являются:

использование схемно-конструкторских решений, обеспечивающих выполнение требований ТЗ, в том числе требований к обеспечению качества, надежности, безопасности;

проведение анализа возможных отказов и неисправностей, приводящих к аварийным ситуациям в полете и загрязнению окружающей среды, с составлением перечня критичных (особо ответственных) элементов изделий для последующей организации усиленного контроля их отработки, качества изготовления и подготовки к пуску, а также с уточнением перечня возможных аварийных ситуаций и путей выхода (принятия решений) из них;

использование электрорадиоизделий и комплектующих элементов в соответствии с требованиями технических условий на них, а при возможности — в облегченных режимах;

включение требований о выполнении основного объема работ по отработке в наземных условиях с максимальной одновременной имитацией различных нагрузок и воздействующих факторов;

обеспечение технологичности изготовления изделий;

обеспечение применения эффективных методов и средств контроля, готовых к применению опытных изделий;

соблюдение требований эргономики и технической эстетики, а также требований к обеспечению экологической безопасности окружающей среды при испытаниях и эксплуатации.

17. Изготовление опытных изделий для экспериментальной (автономной и комплексной) отработки осуществляют по рабочей конструкторской документации, в том числе по ТУ на эти изделия.

Подготовку опытного производства на предприятиях-изготовителях проводят по планам подготовки опытного производства, которые утверждают руководители предприятий (главные инженеры). Готовность опытного производства оформляют актом.

В процессе разработки документации разрабатывают систему технического контроля, как неотъемлемую часть технологических процессов.

Все предприятия-разработчики в процессе производства и отработки должны осуществлять авторский надзор.

Результаты изготовления и испытаний изделий подлежат анализу и обобщению в отчетных документах.

18. В процессе создания комплекса и его изделий должна быть проведена их экспериментальная отработка согласно КПЭО (автономные, комплексные и межведомственные испытания) в условиях, максимально приближенных к реальным условиям функционирования изделий.

Все изделия комплекса, разрабатываемые по ТЗ должны быть подвергнуты предварительным (контрольным) испытаниям с целью определения возможности предъявления опытных образцов (их партий) в штатном исполнении на приемочные (межведомственные и/или летные) испытания комплекса и его изделий.

Поставка изделий, предназначенных для экспериментальной отработки в составе изделий более крупной структуры (вплоть до комплекса в целом), разрешается после успешного завершения запланированных предшествующих испытаний, результаты которых должны быть оформлены соответствующим техническим отчетом (актом). В исключительных случаях поставка этих изделий после успешного завершения указанных испытаний разрешается по заключению Генерального (главного) конструктора поставляемого изделия комплекса, согласованному с предприятием, выдавшим ТЗ, с последующим оформлением отчета.

19. Достаточность отработки опытных изделий должна быть подтверждена положительными результатами испытаний этих изделий в окончательном исполнении и в штатной комплектации выбранными на данном этапе

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

(штатный опытный образец), и в объемах, определенных КПЭО, с выпуском научно-технического отчета, наличие которого является условием для принятия решения о переходе к последующему этапу.

Предприятия-разработчики в процессе изготовления и экспериментальной отработки осуществляют авторский надзор, анализируют результаты испытаний, независимо от их исхода, обобщают статистические данные по испытаниям с выпуском технических отчетов.

20. Целью автономных испытаний является отработка, и проверка функционирования отдельных опытных изделий в условиях, близких к реальным (в том числе на предельно допустимых (экстремальных) режимах с одновременной имитацией различных нагрузок и воздействующих факторов; выявление и устранение «ненадежных» изделий, недопустимых режимов и условий работы критичных (особо ответственных) изделий; определение границ работоспособности; оценка соответствия характеристик (в том числе надежности, безопасности) опытных изделий требованиям ТЗ на них по результатам испытаний.

Автономным испытаниям подвергают все вновь создаваемые, модернизируемые, дорабатываемые изделия, на которые выданы ТЗ, а также заимствованные изделия, для которых изменены нагрузки и условия функционирования.

В процессе изготовления и автономных испытаний опытных изделий комплекса предприятия-разработчики совместно с предприятиями-изготовителями проводят корректировку конструкторской документации по результатам моделирования, макетирования, изготовления и испытаний и присваивают ей литеру «0», а также проводят корректировку технологической документации с присвоением соответствующей литеры.

21. Целью комплексных испытаний является:

совместная отработка функционально сопряженных изделий комплекса и проверка (в том числе на предельно допустимых (экстремальных) режимах их взаимного функционирования) в условиях, близких к реальным, с одновременной имитацией различных нагрузок и воздействующих факторов; отработка математического обеспечения (программ и алгоритмов), выявление и устранение конструкторских и производственных дефектов на стыках сопрягаемых (смежных) систем;

проверка отработанности технологических процессов изготовления, достаточности и эффективности контроля качества изделий (в том числе критичных (особо ответственных) элементов изделий), достаточности и правильности выбора испытательного оборудования и контрольно-измерительных средств и дальнейшая отработка технологических процессов изготовления;

проверка работоспособности изделий при имитации аварийных ситуаций, которые технически возможно осуществить в наземных условиях с учетом обеспечения безопасности при проведении этих испытаний, проверка защищенности от несанкционированных действий операторов;

предварительная оценка соответствия характеристик опытных изделий комплекса ТЗ и ТУ, в том числе выполнение требований к надежности, безопасности эксплуатации, безопасности экипажа (для ПКК), а также предварительная оценка обеспечения заданных ресурсов работы изделий;

проверка полноты и степени отработки комплекта конструкторской и технологической документации;

корректировка и присвоение литеры «0» конструкторской документации для изделий, которые подвергают только комплексным испытаниям;

подготовка персонала управления полетом КА и экипажа для ПКК;

определение технической готовности изделий для их летных испытаний в составе комплекса.

К комплексным испытаниям допускают изделия, изготовленные (доработанные) по конструкторской документации с литерой «0» (за исключением изделий, для которых автономные испытания не были запланированы), прошедшие испытания в объеме, предусмотренном в ТУ и соответствующими программами, испытаний.

В процессе комплексных испытаний предприятия-изготовители проводят отработку и корректировку технологической документации с присвоением соответствующей литеры; головное предприятие — разработчик комплекса совместно с предприятиями-соисполнителями разрабатывает программы и методики проведения и оценки результатов летных испытаний, в том числе оценки соответствия характеристик комплекса и его изделий требованиям ТТЗ (ТЗ).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

22. *Межведомственные испытания* (*МВИ*) проводят в целях подтверждения работоспособности изделий при их совместном функционировании, проверки межведомственной комиссией соответствия характеристик опытных изделий требованиям ТЗ, полноты и степени отработки комплектов конструкторской и технологической документации, а также определения технической готовности изделий для испытаний их в составе комплекса в соответствии с программой летных испытаний.

МВИ подвергают изделия, которые определены перечнем, составленным при эскизном проектировании. Допускается по совместному решению заказчика, головного предприятия–разработчика комплекса и заинтересованных ведомств совмещать проведение комплексных и межведомственных испытаний.

К МВИ допускают изделия, изготовленные по конструкторской документации с литерой «0» и соответствующей технологической документации (по отработанным технологическим процессам), прошедшие предварительные испытания в объеме, предусмотренном КПЭО и ТУ, принятые отделом технического контроля и представителем заказчика, при наличии положительных заключений предприятия-разработчика о допуске изделий к МВИ, а также в отдельных случаях по решению государственного заказчика (заказчика) положительных заключений ГНИО РКП.

Результаты МВИ оформляют актом (отчетом).

23. Предприятия — разработчики опытных изделий комплекса по результатам изготовления и экспериментальной отработки в соответствии с КПЭО этих изделий выпускают итоговые отчеты с заключением о готовности изделий к летным испытаниям. Эти отчеты согласуют с предприятием, выдавшим ТЗ, с представителями заказчика на этих предприятиях, утверждают генеральные (главные) конструкторы изделий (их заместители) и представляют предприятию, выдавшему ТЗ, не позднее сроков поставки первого образца изделия, предназначенного для летных испытаний.

Головное предприятие — разработчик комплекса по результатам изготовления и экспериментальной отработки изделий выпускает совместно с предприятиями-соисполнителями итоговый отчет о готовности комплекса к летным испытаниям. Этот отчет утверждает генеральный конструктор комплекса после согласования с представителем заказчика и рассмотрения его советом главных конструкторов.

Указанные отчеты представляют заказчику, головным НИИ государственного заказчика (заказчика), ГНИО РКП и другим организациям (предприятиям) по решению заказчика на экспертизу и выдачу ими заключений о технической готовности комплекса и его основных изделий к летным испытаниям.

По замечаниям, изложенным в заключениях, предприятия-разработчики должны до принятия решения о начале летных испытаний комплекса уведомить Комиссию по подготовке и проведению летных испытаний (Госкомиссию), государственного заказчика, ГНИО РКП о принятых мерах по устранению указанных замечаний.

24. Летные испытания проводят с целью всесторонней проверки и подтверждения характеристик (в том числе предельно допустимых их значений) комплекса и его изделий требованиям ТТЗ (ТЗ) государственного заказчика в реальных условиях функционирования, отработки эксплуатационной документации, проверки достаточности и эффективности экспериментальной отработки изделий и комплекса в целом и проведения той отработки, которую невозможно было осуществить в наземных условиях, а также определения возможности решения (выполнения) целевых задач комплексом.

Летные испытания являются приемочными государственными испытаниями комплекса. Общее руководство летными испытаниями осуществляет Госкомиссия, назначаемая Правительством РФ по совместному представлению государственного заказчика, заинтересованных министерств и ведомств и головного предприятия-разработчика. Для комплексов коммерческого назначения Госкомиссию назначают решением заказчика этого комплекса по согласованию с Правительством РФ или (Федеральным органом исполнительной власти, назначенным Правительством РФ) заинтересованными министерствами (ведомствами) и головным предприятием — разработчиком комплекса.

Летные испытания комплекса и его изделий проводят совместно государственный заказчик, головное предприятие — разработчик комплекса, заинтересованные министерства (ведомства), предприятия и организации, участвующие в создании комплекса, по согласованной и утвержденной программе летных ис-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

пытаний комплекса. Более подробно порядок проведения летных испытаний комплекса и его изделий изложен в разд. 7.

25. На предприятии-изготовителе разрабатывают план подготовки серийного производства, изготовления и квалификационных испытаний изделий установочной партии. В процессе подготовки серийного производства разрабатывают (корректируют), проверяют, согласуют и утверждают комплект конструкторской документации с литерой «01» и соответствующий ей комплект технологической документации.

При изготовлении изделий установочной партии отрабатывают и проверяют завершенность отработки технологических процессов, готовность документации к серийному производству и готовность производства к выпуску изделий в заданном объеме с составлением соответствующего акта.

26. Изделия, предназначенные для эксплуатации, должны быть изготовлены по конструкторской документации, которая откорректирована по результатам экспериментальной отработки, летных испытаний и имеет литеру «01», и приняты отделом технического контроля предприятия-изготовителя и представителем заказчика.

Подготовку комплекса к эксплуатации и эксплуатацию осуществляют по договорам в соответствии с эксплуатационной документацией, согласованной с организациями, обеспечивающими подготовку комплекса и его эксплуатацию.

Министерство обороны РФ, участвуя в проведении летных испытаний и эксплуатации комплекса, представляет для этого личный состав войсковых частей и наземную инфраструктуру, находящуюся в его ведении, на основании договоров и в соответствии с законодательством РФ.

4.3.4. ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ И НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Внедрение в практику деятельности всей кооперации предприятий и организаций, участвующих в создании, производстве и эксплуатации изделий РКТ, принятой в отрасли системы обеспечения качества и надежности уже в течение первых десяти лет (до 1985 г.) дало значительные положительные результаты. Реализация требований этой системы на основе установления единых (общих) требований к порядку проведения и основному содержанию работ при проектировании, производстве и испытаниях РКТ, которые в обязательном порядке стали задаваться в ТТЗ (ТЗ) заказчика, позволила:

существенно повысить задаваемые государственным заказчиком требования и фактический уровень надежности КК;

повысить требования к объемам и нормам наземной отработки, к контролю качества изготовления и приемке изделий;

снизить в 2 раза число неуспешных пусков РН и практически исключить невыполние целевых задач КА при первых пусках КА;

сократить в 1,5–2 раза сроки проведения и число образцов при летных испытаниях для подтверждения требований государственного заказчика;

увеличить в 1,5–2 раза гарантийные сроки эксплуатации комплексов.

Выполнение в полном объеме требований системы позволило создать комплекс «Энергия»—«Буран» и осуществить успешный пуск корабля «Буран» с первой попытки. С момента внедрения в РКП системы обеспечения качества и надежности РКТ ее совершенствование происходило и продолжается в следующих направлениях:

организация и управление — расширены и повышены требования к личной ответственности главных конструкторов за технический уровень разрабатываемых изделий, за поддержание качества и надежности серийных изделий; повышены требования к порядку поставок изделий на испытания; уточнен порядок сквозного планирования процесса создания комплексов; проведена взаимоувязка требований отраслевых документов с требованиями общегосударственных стандартов; уточнен порядок согласования и утверждения документов министерствами и ведомствами;

проектирование — повышены и введены дополнительные требования к анализу аварийных ситуаций с составлением перечня критичных (особо ответственных) элементов для их контроля; к программам обеспечения безопасности эксплуатации; к защите окружающей среды и проведению экологической экспертизы; к разработке и отработке математического обеспечения; к проведению имитационного моделирования; уточнены процедуры контроля конструкторской и технологической документации; до-

полнены требования к порядку проведения экспертиз головными НИИ заказчика и ГНИО РКП проектных и отчетных документов по завершении каждого этапа создания комплекса;

экспериментальная отработка и летные испытания — ужесточены и дополнены требования к испытаниям на предельных режимах функционирования изделий, в том числе при летных испытаниях; к проведению дефектации изделий после испытаний; к отработке изделий на стойкость к воздействующим факторам; к проведению специальных ресурсных испытаний; к исключению внесения изменений и доработок в летные образцы пилотируемых комплексов;

изготовление и контроль качества — введены дополнительные требования к разработке системы технического контроля качества; о назначении главных технологов проектов комплекса и его основных изделий; о разработке материальной части для технологической отработки изделий; по сокращению сроков подготовки серийного производства; к разработке директивных технологических документов; уточнен порядок проведения контрольных испытаний от партий серийных изделий; уточнены и дополнены требования к системе информации о выявленных отказах и неисправностях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **ГОСТ** Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2011. 28 с.

2. «**Положение** о порядке создания, серийном производстве, эксплуатации (применения по назначению) РКТ» (Положение РК-98-КТ)

3. **ГОСТ** 2.101–68 «ЕСКД. Виды изделий»

4. **ГОСТ** 2.201–80 «ЕСКД. Обозначение изделий и конструкторских документов».

Раздел 5

ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Глава 5.1

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ЗАДАЧ ПРИ РАЗРАБОТКЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

5.1.1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проектирование — первый и наиболее ответственный этап разработки и создания комплексов, собственно *балистических ракет* (*БР*) и РН, составляющих их основу. Выполнить проектирование современных *боевых ракетных комплексов* (*БРК*) и РКК в относительно короткие сроки, учитывая их сложность и многосторонний характер процесса проектирования, возможно только при умелом использовании накопленного опыта в области ракетостроения и космонавтики.

К числу положений, которыми необходимо руководствоваться при проектировании БР или РН, относятся следующие требования:

1. Проектирование необходимо осуществлять как поэтапный и итерационный процесс со все увеличивающимся объемом используемой информации при переходе от одного этапа к другому и с возрастающей степенью детализации информации.

Логическая цепь проектных работ начинается с предварительного выбора основных проектных параметров с использованием статистических исходных данных по массоэнергетическим и прочим характеристикам прототипов или аналогов БРК или РКК. Далее выполняют проектно-конструкторские проработки по уточнению основных проектных параметров с учетом компоновочной и конструктивно-силовой схем БР или РН в конкретных условиях применения в составе комплексов.

Следующий этап работ связан с уточнением исходных характеристик и корректировкой совокупности основных характеристик ЛА с большей степенью детализации согласования характеристик отдельных бортовых и наземных систем и агрегатов, а также рационального распределения функций между ними. После корректировки возможны дополнительные проектно-конструкторские проработки по уточнению исходных характеристик и распределению функций между бортовыми и наземными системами и т.д.

Подобные итерационные приближения необходимы до тех пор, пока изменения значений основных проектных параметров не станут меньше погрешностей, вызываемых неопределенностью исходных характеристик.

Рациональное распределение функций между бортовыми системами БР или РН, бортовыми и наземными системами их комплексов не менее важно, чем выбор оптимальной совокупности основных проектных параметров, и его оценивают одними и теми же показателями качества комплексов — критериями их эффективности.

2. Проектирование должно базироваться на объективном отражении физических связей отдельных частей БРК и РКК, а также их взаимодействии в процессе эксплуатации. Погрешности отражения реальных физических связей в процессе проектирования влекут за собой такие же последствия в результатах проектирования, как и погрешности исходных характеристик. Следовательно, допустимые погрешности отражения реальных физических процессов в ходе проектирования должны регламентироваться, и выбор лучшего альтернативного проектного решения с наибольшей эффективностью новой разработки должен учитывать как влияние неопределенности исходных данных, так и методическую погрешность исходной модели физических связей в процессе проектирования.

3. Степень детализации проектно-конструкторских работ необходимо согласовывать с требованиями к рассматриваемому этапу про-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ектирования комплекса. Например, на стадии отбора лучшего альтернативного варианта БР или РН для разработки их комплексов с летно-техническими характеристиками, предусмотренными техническим заданием (этап разработки технических предложений), достаточно ограничиться сравнительным анализом количественных оценок эффективности. При этом неопределенности исходных характеристик и моделей, влияние которых предположительно невелико на все рассматриваемые варианты комплекса, можно учитывать довольно грубо.

На этапе разработки эскизного проекта при проектировании уже отобранного конкретного варианта комплекса погрешности исходных данных и моделей не должны влиять на окончательные ЛТХ. Следовательно, указанные погрешности должны быть уменьшены до практически пренебрежимого уровня на основе углубленной проектно-конструкторской проработки, если это невозможно, то должны быть предусмотрены резервы (по массе конструкции, тяге двигателей и т.д.) для компенсации неопределенностей при реализации принятых проектно-конструкторских решений.

4. Проектно-конструкторские разработки ЛА должны быть обусловлены основным функциональным назначением. Выполнение побочных функций следует осуществлять за счет усложнения наземных средств, а конструкция ЛА должна быть облегчена до уровня, обеспечивающего функционирование только в летных ситуациях.

5. Выбранные компоновочные и конструктивно-силовые схемные решения должны сводить массу ненесущих элементов к минимуму.

Все данные требования при многоэтапном процессе проектирования БРК или РКК характерны для системного подхода при принятии проектно-конструкторских решений, когда необходим анализ сложной информации различной физической природы.

Идея многоэтапного процесса принятия решений при проектировании БРК или РКК, основанная на использовании упрощенных моделей для выбора альтернативного варианта и на сочетании поверочных расчетов с последующим усложнением моделей по мере уточнения и накопления необходимой информации, — одна из центральных в системном анализе.

Таким образом, основами проектирования БР и РН являются:

механика реактивного полета — установление взаимосвязей между кинематическими, энергетическими и конструктивными характеристиками ЛА;

теория реактивных двигателей — выявление взаимосвязей между энергией компонентов топлива, массоэнергетическими и конструктивными характеристиками ДУ;

теория управления движением — обеспечение взаимосвязей характеристик и состава СУ с требованиями точности управления и устойчивости движения;

теория прочности ЛА — установление взаимосвязей условий нагружения с массовыми характеристиками основных силовых элементов конструкции;

организация и экономика производства — установление взаимосвязей между массовыми и экономическими характеристиками ЛА;

системный анализ как составная часть системного подхода при выполнении современных научно-технических разработок — выбор альтернатив, задаваемых сложной информацией различной физической природы и с различной степенью достоверности.

Содержание основ проектирования ЛА будет неполным, если не отразить роль современного специалиста в процессе проектирования, использующего *средства автоматизации проектных работ* (*САПР*).

Современный специалист в конкретной области деятельности, разрабатывая сложные конструкции ракетно-космической техники, прежде всего выполняет творческую работу, чрезвычайно многогранную и зачастую новую по своей физической сущности. Многие аспекты этой работы никогда не могут быть до конца формализованы. Поэтому процесс проектирования таких сложных технических комплексов, как БРК и РКК, БР и РН, являющихся их основой, должен объединять как формальные, так и эвристические методы анализа, учитывающие интуицию, опыт и знания проектантов.

Ошибочно мнение, что творческое содержание в проектных, конструкторских, экспериментальных и других работах в значительной степени может быть заменено специально организованной системой обработки статистического материала. Статистическая обработка параметров существующих конструкций важна, и ее не следует недооценивать. Однако использование только статистического материа-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ла позволяет создать конструкцию, имеющую аналоги в общем конструкторском замысле или в отдельных технических решениях, т.е. уже существующую. Новых же оригинальных конструкций, требующих принципиально новых творческих решений, неизвестных до настоящего времени качеств, статистический подход принципиально дать не может. Для этого необходимо творчество квалифицированного научного и инженерно-технического сообщества, опирающегося на современную технику автоматизации формализованных и типовых процессов как средства повышения производительности труда.

Среди необходимых условий успешного выполнения современных сложных разработок конструкции — обязательное использование принципа профессионального разделения труда — декомпозиции разработки.

Конструктор может оперировать только ограниченным объемом информации (параметры, критерии, технические решения) и, соответственно, выполнять в установленные сроки ограниченную часть общей проектно-конструкторской разработки. Поэтому технологии проектирования, изготовления и экспериментальной отработки должны предусматривать разделение на работы, выполнение которых под силу конкретному индивидууму.

Примерами такого наиболее крупного разделения проектных работ являются:

отбор из всего многообразия характеристик БРК и РКК части характеристик — основных проектных параметров, наиболее существенно влияющих на выполнение заданных *летно-технических характеристик* (*ЛТХ*) и выбор критериев эффективности разработки ЛА;

выделение на раннем этапе проектных работ задачи выбора основных проектных параметров по заданным ЛТХ;

согласование характеристик бортовых систем БР или РН с основными проектными параметрами БРК или РКК;

создание программы экспериментальной отработки БРК или РКК до заданного уровня надежности.

Основные проектные параметры транспортных летательных аппаратов

Характеристики БР и РН, составляющих основу БРК или РКК, можно разделить на три группы:

1. ЛТХ, задаваемые в техническом задании на разработку.

2. Массоэнергетические характеристики, обеспечивающие гарантированное выполнение заданных ЛТХ.

3. Критериальные характеристики, или критерии эффективности, количественно определяющие эффект решения сформулированных в техническом задании целей и задач новой разработки.

К ЛТХ БР относят:

диапазон дальностей полета по техническому заданию (от $L^{\text{ТЗ}}_{\min}$ до $L^{\text{ТЗ}}_{\max}$);

массу полезной нагрузки и ее состав ($M^{\text{ТЗ}}_{\text{п.н}}$ и количество разделяющихся боевых блоков);

точность доставки полезной нагрузки в расчетную точку, характеризуемую, например, круговым вероятным отклонением;

размеры района разведения разделяющейся полезной нагрузки по дальности и по направлению;

время $t^{\text{ТЗ}}$ подготовки и осуществления запуска.

Кроме того, могут быть предъявлены и специфические требования, например к вероятности выполнения задач пуска, к подлетному времени к цели, к условиям эксплуатации при возможном противодействии и пр.

К ЛТХ РН относят:

диапазон параметров орбиты выведения (высоты перигея $H^{\text{ТЗ}}_{\pi}$, апогея $H^{\text{ТЗ}}_{\alpha}$, наклонений $t^{\text{ТЗ}}$);

соответствующую определенным параметрам орбиты выведения массу $M^{\text{ТЗ}}_{\text{п.н}}$ полезной нагрузки;

точность выведения, определяемую допускаемым разбросом параметров орбиты (например, дисперсиями $D^{\text{ТЗ}}_{H\pi}$, $D^{\text{ТЗ}}_{H\alpha}$ и корреляционными моментами);

допустимый разброс времени $\Delta t^{\text{ТЗ}}_{\text{ОИСЗ}}$ выведения на орбиту, необходимый для осуществления сближения и стыковки в космосе;

время $t^{\text{ТЗ}}$ подготовки и осуществления запуска.

Для выполнения заданных ЛТХ необходимо обеспечить в конце активного участка вполне определенное сочетание кинематических параметров движения, в частности величины и направления скорости, наиболее существенно влияющих на дальность полета БР или параметры орбиты выведения РН.

Кинематические параметры зависят от массоэнергетических характеристик БР или РН, программ угла тангажа и тяги, аэродинамических характеристик и прочих данных. По-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

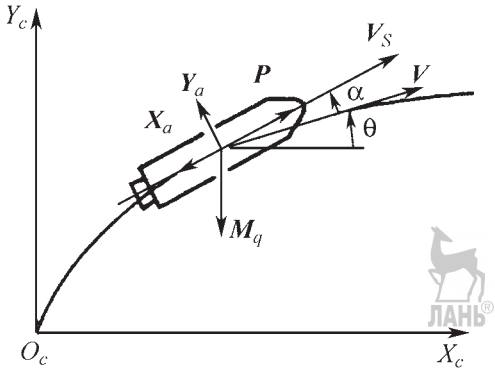


Рис. 5.1.1. Запись дифференциальных уравнений движения ЛА

этому уже на начальном этапе проектирования БР или РН важно иметь представление о влиянии массоэнергетических характеристик на кинематические параметры движения и, соответственно, на ЛТХ.

Из большого числа массоэнергетических характеристик всегда можно выделить наиболее весомые, совокупность значений которых гарантирует выполнение заданных ЛТХ независимо от реально возможных значений остальных данных. Такие характеристики принято называть *основными проектными параметрами* (*ОПП*).

Правильный выбор состава ОПП сводит к минимуму количество рассматриваемых аргументов при проектировании и является важным моментом формализации задач проектной разработки БР или РН.

Выбор состава ОПП начинают с качественного рассмотрения зависимости величины и направления конечной скорости БР или РН от массоэнергетических характеристик и программ угла тангажа $\vartheta(t)$ и тяги $P(t)$.

Дифференциальные уравнения, определяющие скорость υ и направление θ скорости БР или РН под действием кажущегося ускорения $\dot{\upsilon}_S$ и ускорения тяготения g (рис. 5.1.1), имеют вид

$$\left.\begin{aligned} \upsilon_S &= \dot{\upsilon}_S \cos\alpha - g\sin\theta; \\ \upsilon\dot{\theta} &= \dot{\upsilon}_S \sin\alpha - \cos\theta, \end{aligned}\right\} \qquad (5.1.1)$$

где

$$\dot{\upsilon}_S = \frac{P - X_a}{M} = \frac{P_n(t)}{M} - \frac{S_a \tilde{p}_H}{M} - \frac{c_{X_a} q S_M}{M} =$$

$$= g_0 \frac{n(t)}{\mu} - g_0 \frac{n - n_0}{\mu} p_H - \frac{g_0 c_{X_a} q}{\mu p_M}; \qquad (5.1.2)$$

n и n_0 — начальная перегрузка в пустоте и у Земли соответственно; μ — относительная масса ЛА; S_a — площадь среза топлива двигателя; $\tilde{p}_H$ — относительное давление на высоте H; $p_M = g_0 n_0 / S_M$ — нагрузка на мидель; c_{X_a} — произведение коэффициента аэродинамического сопротивления на скоростной напор.

Программа угла тангажа определяет углы атаки, возникающие при несовпадении направления тяги и касательной к траектории активного участка:

$$\alpha = \vartheta(t) - \theta(t). \qquad (5.1.3)$$

Из первого уравнения системы (5.1.1) видно, что при заданной программе расхода топлива (или заданной зависимости) наибольший прирост скорости обеспечивает программа угла тангажа, у которой реализуются малые углы атаки $\cos\alpha \approx 1$.

Из второго уравнения системы (5.1.1) следует, что малые углы атаки могут иметь место только при определенных законах изменения скорости $\upsilon(t)$ и тяги $P_n(t)$. Таким образом, программы угла тангажа $\vartheta(t)$ и тяги $P_n(t)$ связаны условием достижения наибольшей конечной скорости.

Малые углы атаки вдоль траектории БР или РН косвенно свидетельствуют о правильном выборе программ угла тангажа и тяги для получения наибольшей скорости с рассматриваемыми запасами топлива.

Приведенные соображения позволяют при формализации связей кинематических параметров конца активного участка и ЛТХ использовать оптимальные программы угла тангажа и тяги и тем самым исключить их из числа основных проектных параметров. Использование данных оптимальных программ угла тангажа и тяги целесообразно на всех этапах разработки и эксплуатации БР или РН, поскольку их задание для отработки СУ на борту практически не связано с дополнительными затратами, а достигаемое увеличение полезной нагрузки улучшает все критерии эффективности без исключения.

Рассмотрим программы угла тангажа и тяги, используемые на участке полета БР или РН в плотных слоях атмосферы, где движение при условии минимального аэродинамического нагружения выполняется с номинальными нулевыми углами атаки $\alpha \equiv 0$, поэтому программа угла тангажа представляет собой решение второго уравнения системы (5.1.1): $\vartheta(t) \equiv \theta(t)$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В качестве начального приближения для решения второго уравнения (5.1.1) при проектных работах может быть рекомендована парабола [1], зависящая от угла ϑ_1 в момент t_1 достижения условной границы заметного влияния атмосферы (H = 50 км), значение t_0 соответствует началу отработки программы угла тангажа:

$$\vartheta(t) = \vartheta_1 + \frac{\frac{\pi}{2} - \vartheta_1}{(t_1 - t_0)^2}(t - t_0)^2. \qquad (5.1.4)$$

Программа изменения тяги $P_n(t)$ должна реализовать максимально возможный режим работы двигателей, так как при этом сокращаются продолжительность активного полета и, соответственно, потери на тяготение. Необходимость дросселирования двигателей может возникнуть после достижения больших скоростей в целях ограничения скоростного напора и уменьшения потерь на аэродинамическое сопротивление, пропорциональных квадрату текущего значения скорости и плотности атмосферы.

Реализация дросселирования не связана с заметными затратами на запуск ЛА, и ее программа в число основных проектных параметров не включена, но начальная перегрузка, определяющая максимальную тягу, массу и стоимость ДУ, является одним из ОПП.

В ряде случаев цели дросселирования конструктивно проще добиться выключением двигателей и преодолением части участка полета в плотных слоях атмосферы по инерции. При этом и скоростной напор, и аэродинамическое сопротивление будут уменьшаться, что с учетом тяготения приводит к большим суммарным потерям в скорости, чем при дросселировании. Используя оптимальные программы угла тангажа и тяги, проинтегрировав почленно первое уравнение (5.1.1) с учетом (5.1.2) и условия $\cos\alpha \approx 1$, получают:

$$\nu = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt - \int_0^t g_0 \frac{n - n_0}{\mu} \tilde{p}_H dt - \int_0^t g_0 \frac{c_{X_a}}{\mu p_M} dt - \int_0^t g_0 \sin\theta dt = \nu_{\text{хар}} - \nu_p - \nu_a - \nu_g, \qquad (5.1.5)$$

где $\nu_{\text{хар}}$ — характеристическая скорость, определяется запасами топлива и удельным импульсом в пустоте:

$$\nu_{\text{хар}} = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt = -g_0 p_{\text{уд н}} \int_1^{\mu} \frac{d\mu}{\mu} = -c \ln \mu_{\text{к}}, \qquad (5.1.6)$$

где $dt = d\left[\frac{p_{\text{уд п}}}{n}(1-\mu)\right] = -\frac{p_{\text{уд п}}}{n} d\mu$; $p_{\text{уд п}}$ — пустотная удельная тяга; $\mu_{\text{к}}$ — относительная конечная масса; ν_p — потери в скорости из-за противодавления на срезе сопла:

$$\nu_p = -c \frac{n - n_0}{n} \int_1^{\mu_{\text{к}}} \frac{p_H}{\mu} d\mu; \qquad (5.1.7)$$

потери из-за аэродинамического сопротивления:

$$\nu_a = -\frac{c}{n p_M} \int_1^{\mu_{\text{к}}} \frac{c_{X_a} q}{\mu} d\mu; \qquad (5.1.8)$$

ν_g — потери, определяемые тяготением:

$$\nu_g = -\frac{c}{n} \int_1^{\mu_{\text{к}}} \sin\theta d\mu. \qquad (5.1.9)$$

Рассматривая характеристическую скорость как теоретический предел возможного значения скорости ЛА после сгорания запасов топлива $m_m = M_0(1 - \mu_{\text{к}})$, убеждаемся, что к нему можно приблизиться, минимизируя сумму потерь (5.1.7)–(5.1.9) путем подбора начальной перегрузки n, нагрузки на мидель p_M, высотности двигателя $\lambda = n / n_0$.

С увеличением начальной перегрузки убывают потери на тяготение (5.1.9), но увеличиваются потери из-за аэродинамического сопротивления (5.1.8) вследствие возрастания скоростного напора. Минимальная сумма потерь (5.1.7)–(5.1.9) на атмосферном участке полета БР или РН составляет примерно 20... ...30 % от характеристической скорости, причем потери на тяготение наиболее существенны — две трети от суммарных.

Таким образом, на долю потерь в скорости от влияния высотности двигателей λ и нагрузки на мидель p_M приходится менее 10 % от характеристической скорости, и даже в случае их уточнения при проектировании в пределах ±30 % изменение суммарных потерь не превысит 2...3 % от значения характеристической скорости. Поэтому в число основных проектных параметров БР или РН ни высотность двигателей, ни нагрузку на мидель включать нецелесообразно, а потери в скорости из-за влияния атмосферы при вы-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

боре лучшей совокупности ОПП допустимо считать постоянными.

Программы угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке активного полета БР или РН не связаны жестким ограничением $\alpha \equiv 0$ по условиям аэродинамического нагружения, но тем не менее малые значения угла косвенно свидетельствуют о целесообразном использовании запасов топлива для достижения наибольшей конечной скорости.

Для определения оптимальных программ угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке используем решение вариационной задачи применительно к РН [2]. Аналогичное решение может быть получено применительно к БР. Рассмотрим функционал

$$J[\vartheta(t), P(t)] = \int_0^T \dot{v}_{хар} \cos\vartheta \, dt \qquad (5.1.10)$$

с учетом граничных условий в конце активного участка полета $t = T; v_y = 0$ и $y = Y$ и дифференциальных связей (уравнений движения):

$$\begin{aligned} \psi_1 &= \dot{v}_y - \dot{v}_{хар} \sin\vartheta + g_0 = 0; \\ \psi_2 &= y - v_y. \end{aligned} \qquad (5.1.11)$$

Физический смысл функционала (5.1.10) с использованием неопределенных функций Лагранжа $\lambda_1(t)$, $\lambda_2(t)$, имеющего вид $J = \int_0^T [\dot{v}_{хар} \cos\vartheta + \lambda_1(\dot{v}_y - \dot{v}_{хар} \sin\vartheta + g_0) + \lambda_2(\dot{y} - v_y)]dt$, — зависимость конечной скорости РН от располагаемой характеристической скорости программ и при условиях (5.1.11). Время работы двигателей может быть меньше или равно времени выведения на орбиту спутника Земли.

Экстремум функционала (5.1.10) реализуется при непременном условии

$$\delta J = \int_0^T \left\{ (\sin\vartheta - \lambda_1 \cos\vartheta)\dot{v}_{хар}\delta\vartheta + \left[-\frac{d\cos\vartheta - \lambda_1 \sin\vartheta}{dt} \right] \delta v_{хар} - \frac{d\lambda_2}{dt}\delta y - \left(\frac{d\lambda_1}{dt} + \lambda_2 \right) \delta v_y \right\} dt + g_0 \lambda_1 \delta T = 0, \qquad (5.1.12)$$

для выполнения которого необходимо:

$$\delta v_{хар} = 0; \lambda_1|_{t=T} = 0; \frac{d\lambda_1}{dt} + \lambda_2 = 0 \text{ и } \frac{d\lambda_2}{dt} = 0; \qquad (5.1.13)$$

$$\operatorname{tg}\vartheta = -\lambda_1. \qquad (5.1.14)$$

Из (5.1.13) и (5.1.14) следует, что программе угла тангажа необходимо обеспечивать направление тяги в конце активного участка вдоль орбитальной скорости РН. В ходе активного полета программа угла тангажа должна линейно изменяться по времени:

$$\operatorname{tg}\vartheta = -\lambda_1 = C(T - t) \approx \operatorname{tg}\vartheta_0 - C_2 t, \qquad (5.1.15)$$

где C — константа, подбираемая из граничных условий.

Аналогичный вывод может быть получен и для программы угла тангажа БР:

в конце активного участка направление тяги должно совпадать с оптимальным направлением $\vartheta_к^*$ скорости для достижения наибольшей дальности полета по инерции;

в ходе активного полета программа угла тангажа должна линейно убывать по времени: $\vartheta(t) = C(T - t) + \vartheta_к^*$.

Вид программы тангажа не зависит от программы тяги, но численное значение константы C меняется в зависимости от $P(t)$.

Для выбора программы тяги $P(t)$, обеспечивающей наибольшую конечную скорость или максимальную полезную нагрузку (поскольку избыток топлива при заданной скорости можно заменить дополнительной полезной нагрузкой), рассмотрим условия (5.1.12)

$$\text{при } \delta v_{хар} \neq 0. \qquad (5.1.16)$$

Вариация функционала (5.1.12), следовательно и конечной скорости РН, будет положительной, если подынтегральное выражение знакоположительно.

Поскольку вариация $\delta v_{хар} \geq 0$, что следует из выражения $0 \leq \sigma v_{хар} \leq v_{хар} = -\sum_{j=1}^{N} c_j \ln \mu_{кj}$, где ограничение снизу соответствует полету с выключенными двигателями, а сверху — приросту характеристической скорости при мгновенном сжигании топлива на всех ступенях, то знак подынтегрального выражения определит член в квадратной скобке равенства (5.1.12). Преобразуем (5.1.12):

$$\delta J = \int_0^T \psi(t)\delta v_{хар} dt, \qquad (5.1.17)$$

где с учетом (5.1.13) и (1.1.15)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\psi(t) = C\frac{\operatorname{tg}\vartheta_0 - c_2 t}{\sqrt{(\operatorname{tg}\vartheta_0 - c_2 t)^2 + 1}}. \qquad (5.1.18)$$

Итак, подынтегральная функция $\psi(t)$ зависит только от времени и на интервале [0, T] может либо иметь постоянный знак, либо изменить его не более одного раза, отслеживая изменение знака числителя.

В первом случае наибольшая величина конечной скорости будет достигнута мгновенным сжиганием топлива в начале полета, где значение $|\psi(t)|$ максимально, во втором случае — мгновенным сжиганием части топлива в начале полета и оставшейся части топлива — в конце полета.

Полученный вывод — мгновенно сжигать топливо, не должен реализовываться практически, ибо он сделан без учета увеличения массы двигателей для обеспечения трехмерной тяги. Но из него следует правило обеспечения наибольшей полезной нагрузки как при одноимпульсном, так и при двухимпульсном активном участке — двигатели должны использоваться с максимальной тягой.

Двухимпульсный активный участок необходим в тех случаях, когда его протяженность меньше высоты орбиты выведения РН. Но и в тех случаях, когда высота орбиты выведения РН меньше протяженности активного участка, двухимпульсный активный участок обеспечивает выведение большей полезной нагрузки вплоть до оптимальных высот выведения порядка 120...160 км. Поэтому при оптимальной программе тяги $P(t)$ вводят участок полета по инерции и осуществляют целесообразное распределение запасов топлива между первым и вторым включениями двигателей. Зависимость полезной нагрузки РН от высоты круговой орбиты выведения и схемы активного участка представлена на рис. 5.1.2.

Для выведения на орбиту с наибольшей полезной нагрузкой при втором включении двигателей должны быть оставлены минимально необходимые запасы топлива, достаточные для окончательного формирования заданной орбиты.

Такая рекомендация очевидна, если учесть, что полет по инерции происходит с неизменной энергией движения [1] $h = \frac{\nu^2}{2} - \frac{fM}{r}$, и потери скорости из-за тяготения $\Delta\nu$ при увеличении высоты Δr меньше при большей начальной скорости.

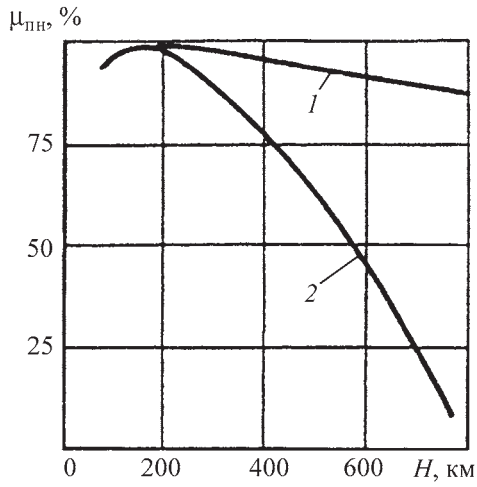


Рис. 5.1.2. Зависимость полезной нагрузки РН от высоты круговой орбиты выведения и схемы активного участка:
1 — одноимпульсный активный участок; *2* — двухимпульсный активный участок

Варьируя последнее выражение для энергии движения $0 = \nu\Delta\nu + \frac{fM}{r^2}\Delta r$, получаем

$$\frac{\Delta\nu}{\Delta r} = -\frac{fM}{f^2\nu}. \qquad (5.1.19)$$

В результате рассмотрения программ угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке активного полета БР или РН заключаем, что максимальная полезная нагрузка практически реализуется при линейной зависимости программы угла тангажа от времени и при использовании двигателей в режиме максимальной тяги. Двухимпульсный активный участок целесообразен для РН при выведении на орбиту с высотой, превосходящей оптимальную высоту окончания активного участка для рассматриваемого носителя, причем запасы топлива для повторного включения двигателя должны быть минимально необходимыми.

Из рассмотренных характеристик в число основных проектных параметров следует включить только начальные перегрузки для внеатмосферных ступеней БР или РН, а также количество ступеней N и соотношение их стартовых масс $\mu_{\text{пн}}$.

Таким образом, к числу ОПП транспортных ЛА относятся:

количество ступеней i = 1, 2, ..., N;

соотношение ступеней $\mu_{\text{пн}\,i} = M_{0i+1} / M_{0i}$;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

начальная перегрузка ступеней $n_{0i} = \dfrac{P_{0i}}{g_0 M_{0i}}$;

удельный импульс ДУ ступеней $p_{\text{уд}\,ni}$.

Взаимосвязаны $p_{\text{уд}\,ni}$ и безразмерные параметры ступеней α_i, β_i и $\alpha_{\text{то}\,i}$, $\alpha_{\sigma i}$, определяемые компонентами топлива, типом двигателей и прочими факторами.

На начальном этапе проектирования следует ограничиться выбором сочетания только ОПП, гарантирующих выполнение заданных ЛТХ с запасом, превышающим влияние неучтенных характеристик.

По существу, сочетанием ОПП определяют семейство транспортных ЛА с одинаковыми ЛТХ, одинаковой относительной полезной нагрузкой, но с различными абсолютными массами полезной нагрузки и ракетных блоков, запасов топлива, тягой двигателей:

$$\mu_{\text{пн}} = \prod_{i=1}^{N} \frac{\mu_{\text{к}\,i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i},$$

где $\mu_{\text{к}\,i}$ — относительная конечная масса i-й ступени.

В этом смысле основные проектные параметры можно рассматривать как коэффициенты подобия различных по размерности ЛА с одинаковыми ЛТХ.

Практически во всех случаях количество ОПП больше, чем необходимо для выполнения заданных ЛТХ, в частности, для достижения необходимой конечной скорости ЛА. Поэтому для однозначного выбора наилучшего сочетания ОПП используют критерии эффективности, отражающие такие качества ЛА, как затраты на выполнение запуска, всей программы создания и эксплуатации транспортных ЛА и многое другое.

Из всех возможных сочетаний ОПП, удовлетворяющих ЛТХ, выбирают сочетание с наилучшими критериями эффективности. Таким образом, выбор ОПП на раннем этапе проектирования ЛА формализуется алгоритмами оптимизации критериев эффективности при выдерживании заданных ЛТХ.

Методические сложности решения задачи выбора ОПП ЛА определяются прежде всего трудностями формализации понятия эффективности новой разработки как наилучшей совокупности ее количественных показателей — критериев эффективности. Так, в подавляющем числе практических ситуаций невозможно не только однозначно назвать лучшие соотношения критериев эффективности, но и фиксировать их состав.

Таким образом, выбор ОПП проводят в условиях неопределенности требований к новой разработке ЛА, и методика решения должна по возможности либо исключить неопределенности, либо свести их влияние к минимуму.

Трудности при выборе ОПП происходят из-за стохастического характера условий эксплуатации ЛА и данных многих бортовых систем, которые к началу проектирования ЛА еще не установлены ни по составу, ни по характеристикам. Непосредственное преодоление данных трудностей путем усложнения математических моделей реальных физических связей и процессов не приводит к решению задач проектирования ЛА даже с использованием перспективных по быстродействию и объему памяти ЭВМ, а также нецелесообразно из-за большой трудоемкости.

Исходя из основ теории проектирования транспортных ЛА устанавливают целесообразные границы усложнения формализованных зависимостей: влияние погрешностей формализованных связей кинематических, массовых и прочих характеристик ЛА на каждом этапе проектирования не должно превышать влияния неопределенности исходных данных на основные ЛТХ и критерии эффективности ЛА.

Критерии эффективности при проектировании летательных аппаратов

Выбор критериев эффективности разрабатываемого комплекса ЛА по сути представляет собой процесс формализации замысла проектанта, качественное и количественное описание его понимания вновь создаваемого комплекса ЛА. Ошибка при выборе и использовании критериев эффективности уже не может быть исправлена на последующих этапах создания нового комплекса ЛА, содержание которых — взаимная увязка характеристик ЛА и комплекса в целом, изготовление опытных образцов экспериментальная отработка до заданной надежности без кардинального изменения разработанных конструкций составляющих частей.

Вместе с тем выбор критериев эффективности как творческий процесс наиболее трудно поддается формализации. Если проектант и заказчик не могут конкретизировать преимущества принимаемого к разработке альтернативного варианта, то это означает,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

что рассматриваемые конструкции либо равноценны, либо разработчики недостаточно компетентны. В результате, даже наиболее совершенные методы проектирования и современные средства автоматизации не могут исключить принятия не лучшего технического решения.

Критерии эффективности ЛА должны отражать наиболее существенные качества новой разработки, улучшение которых при выполнении задач запуска дает явные преимущества.

Применительно к комплексам БР, чье назначение — поражение заданного количества наземных целей, явные преимущества будут у новых разработок ЛА, которые на требуемую дальность доставляют к цели с заданной точностью конкретную полезную нагрузку с наименьшими затратами $Э_1$ на изготовление и запуски:

$$Э_1 = \frac{C^{БР}}{M_{пн}} = \frac{c_{уд}^{БР}}{\mu_{пн}}, \qquad (5.1.20)$$

где $C^{БР} = c_{уд}^{БР} M_0$, $M_{пн} = \mu_{пн} M_{01}$ — стоимость запуска одной БР и масса ее полезной нагрузки соответственно.

Стоимость запуска одной БР складывается из стоимостей собственно БР и стартового устройства, обеспечивающего запуск, неуязвимость и многие другие качества комплекса ЛА. В тех случаях, когда стоимость стартового устройства относительно невелика по сравнению со стоимостью БР, то стоимость запуска одной БР может быть определена формулой $Э_1 = \frac{\sum_{j=1}^{M} \mu_j c_{уд}^{(j)}}{\mu_{пн}}$, где μ_j и $c_{уд}^{(j)}$ — относительная масса и удельная стоимость изготовления j-го агрегата $\sum_{j=1}^{m} \mu_j c_{уд}^{(j)} = c_{уд}^{БР}$ соответственно.

Но применительно к БРК шахтным и морского базирования на подводных лодках соотношение стоимости собственно БР и стартового устройства иное — стоимость шахтной позиции или подводной лодки, отнесенная к количеству БР на борту, в несколько раз превышает стоимость собственно БР. В таких случаях явные преимущества будут иметь БР с такой же дальностью полета, массой полезной нагрузки, точностью ее доставки и с минимальной стоимостью стартовой позиции.

Другими словами, конфигурация БР и плотность ее компоновки, определяющие объем, и следовательно, стоимость шахтной стартовой позиции, приобретают первостепенное значение. Более того, при модернизации БРК оправдано сохранять наиболее дорогостоящие его части — шахты или подводные лодки.

Так, США в шахты БРК «Минитмен» устанавливают БР МХ, имеющие более чем вдвое бóльшую стартовую массу и, соответственно, большую полезную нагрузку, чем «Минитмен». Американские подводные лодки оснащаются вместо БР «Поларис», «Посейдон» более мощными БР «Трайдент». Превалирующий критерий лучшего технического решения при этом — обратное отношение массы полезной нагрузки БР к объему имеющихся шахт:

$$Э_2 = \frac{V_ш}{M_{пн}} = \frac{1}{\rho^{БР} / \mu_{пн}}, \qquad (5.1.21)$$

где $\rho^{БР} = M_0 / V_ш$ — плотность компоновки БР, характеризуемая отношением стартовой массы M_0 БР к объему $V_ш$ шахты.

Критерии (5.1.20), (5.1.21) можно рассматривать как приближенные математические описания качеств БРК. Допущения, сделанные при их записи, не означают правомерности пренебрежения остальными качествами БРК в иных ситуациях. Все допущения приемлемы с позиций анализа требований к БРК применительно к конкретной ситуации. В этом смысле их польза заключена в возможности отделить наиболее существенные качества от второстепенных.

Аналогичные примеры рассмотрим применительно к РКК, из анализа требований к которым следуют критерии качества РН как экономичного средства выполнения транспортной программы «Земля — орбита ИСЗ». Как для РКК, так и для БРК может рассматриваться критерий с учетом объема транспортных перевозок:

$$Э_3 = \frac{C^{р} + C^{иэ} N_И}{M_\Sigma}, \qquad (5.1.22)$$

где $C^{р}$ — затраты на разработку и экспериментальную отработку РН; $C^{иэ}$ — стоимость изготовления и эксплуатации одного носителя; M_Σ — суммарная масса выведенных на орбиту полезных грузов $N_И$ носителями со стартовой массой M_0, $M_\Sigma = \mu_{пн} M_0 N_И$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Выразим затраты на транспортную программу через ОПП РН:

$$C^{\text{р}} + C^{\text{иэ}} N_{\text{И}} = C^{\text{иэ}} N_{\text{И}} \left(\frac{C^{\text{р}}}{C^{\text{иэ}} N_{\text{И}}} + 1 \right) = $$

$$= c_{\text{уд}} M_0 N_{\text{И}} \left(\frac{N_0}{N_{\text{И}}} + 1 \right), \qquad (5.1.23)$$

где N_0 — условное количество РН, характеризующее объем экспериментальной отработки ЛА до заданной надежности.

Отношение $N_0/N_{\text{И}}$ характеризует дополнительные затраты на создание нового носителя. Использование существующего РН для выполнения транспортной программы означает равенство $N_0/N_{\text{И}} = 0$. Величине отношения $N_0/N_{\text{И}}$ может быть сопоставлена подтверждаемая надежность РН к моменту окончания его экспериментальной отработки.

Беспредельное увеличение подтверждаемой надежности РН к моменту окончания экспериментальной отработки экономически нецелесообразно, поскольку приводит к неоправданному росту отношения $N_0/N_{\text{И}}$. Следовательно, существует целесообразная граница необходимой надежности РН, за пределами которой дополнительные затраты на создание и экспериментальную отработку комплекса ЛА превысят возможные потери в стоимости материальной части и полезной нагрузки в ходе выполнения транспортной программы.

Целесообразная надежность соответствует минимуму критерия (5.1.22) по условному объему экспериментальной обработки и может быть уменьшена при установке на ЛА средств спасения дорогостоящей материальной части при отказах в процессе эксплуатации, так как отказы не будут связаны с большими материальными потерями.

С учетом (5.1.22) и (5.1.23) критерий РКК имеет вид

$$\text{Э}_3 = \frac{c_{\text{уд}}}{\mu_{\text{пн}}} \left(\frac{N_0}{N_{\text{И}}} + 1 \right). \qquad (5.1.24)$$

Критерий Э_3, как и в случаях критериев для БРК, выделяет наиболее существенные качества РН в конкретных ситуациях, например, при наличии или отсутствии системы аварийного спасения материальной части и т.д.

Приведенные в качестве примеров критерии качеств БРК или РКК не охватывают всего многообразия практических ситуаций, но свидетельствуют о возможности выражения через ОПП ЛА необходимых и достаточных критериев их эффективности.

Во все критерии Э_1, Э_2, Э_3 входит относительная масса полезной нагрузки $\mu_{\text{пн}}$. Допустим, что проектные параметры ЛА слабо влияют на удельную стоимость его изготовления и запуска $c_{\text{уд}}$, на габариты и объем экспериментальной отработки комплекса ЛА. Тогда экстремальные значения рассмотренных критериев будут соответствовать $\max \mu_{\text{пн}} \max \prod_{i=1}^{N} \mu_{\text{пн}\,i}$, где $\mu_{\text{пн}\,i}$ — относительная полезная нагрузка j-й ступени.

В тех ситуациях, где допущение слабого влияния проектных параметров на стоимость изготовления и запуска ЛА неприемлемо, может стать удовлетворительным приближенный учет стоимости БР или одноразовых РН:

$$c_{\text{уд}} = \frac{C^{\text{ИЭ}}}{M_0} = \frac{c_{\text{уд}}^{\text{кон}}}{M_0} \sum_{j=1}^{N} (M_{\text{к}\,j} - M_{\text{пн}\,j}) = $$

$$= c_{\text{уд}}^{\text{кон}} \sum_{j=1}^{N} (\mu_{\text{к}\,j} - \mu_{\text{пн}\,j}) \prod_{i=0}^{j} \mu_{\text{пн}\,i}, \qquad (5.1.25)$$

где $\mu_{\text{к}\,j}$ — конечная масса j-й ступени: $c_{\text{уд}}^{\text{кон}}$ — удельные затраты на изготовление собственно конструкции топливных отсеков, двигателей, приборов и других устройств, усредненные для всех N ступеней ЛА.

В таких ситуациях критерии Э_1, Э_2, Э_3 с точностью до постоянного множителя имеют вид:

$$\text{Э}_1 = \sum_{j=1}^{N} (\mu_{\text{к}\,j} - \mu_{\text{пн}\,j}) \prod_{i=0}^{N} (\mu_{\text{пн}\,i})^{-1}; \qquad (5.1.26)$$

$$\text{Э}_2 = 1 + \sum_{j=1}^{N} \tilde{\rho}_j (\mu_{\text{к}\,j} - \mu_{\text{пн}\,j}) \prod_{i=0}^{N} (\mu_{\text{пн}\,i})^{-1}; \qquad (5.1.27)$$

$$\text{Э}_2 = \left(\frac{N_0}{N_{\text{И}}} + 1 \right) \sum_{j=1}^{N} (\mu_{\text{к}\,j} - \mu_{\text{пн}\,j}) \prod_{i=0}^{N} (\mu_{\text{пн}\,i})^{-1}, \qquad (5.1.28)$$

где $\tilde{\rho}_j = \rho_{\text{пн}} / \rho_j$ — отношение плотности нагрузки к средней плотности j-го блока, определяемой плотностью топлива при реализации в конструкции ЛА совмещенных топливных баков, «утопленных» в топливных баках двигателей, и другими мерами повышения плотности компоновки.

Хотя приведенные примеры не исчерпывают всего многообразия возможных критериев эффективности БР и РН, очевидна общность логических построений при их получении и использовании:

при выборе и формализации критериев эффективности для БР и РН следует исходить

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

из требований к БРК или РКК, т.е. к комплексам, в которые БР или РН входят как составные части;

упрощения при формализации критериев эффективности БР или РН допустимы только в тех пределах, в которых сохраняются с необходимой достоверностью взаимосвязи рассматриваемых качеств для вновь разрабатываемых БРК или РКК;

для одного и того же вновь разрабатываемого БРК или РКК может быть формализовано несколько критериев эффективности, одновременно удовлетворить которые наилучшим образом путем выбора совокупности основных параметров ЛА невозможно.

Такие закономерности типичны для системного подхода к разработке БРК или РКК и, в частности, при принятии технических решений на основе системного анализа в проектировании ЛА.

Формализация взаимосвязей основных проектных параметров летательных аппаратов, летно-технических характеристик и критериев эффективности

При формализации взаимосвязей ОПП, ЛТХ и критериев качества в проектировании ЛА используют закономерности, установленные такими разделами науки, как механика движения, прочность конструкций, аэро- и газодинамика. Особенности применения этих закономерностей заключаются в выделении среди них наиболее существенных, влияние которых превосходит неопределенности таких начальных данных, как массовые характеристики топливных отсеков, ДУ и прочих агрегатов и систем ракетных блоков и ступеней.

Относительно большие погрешности указанных исходных данных (до 15...20 %) на начальных этапах проектирования ЛА естественны, поскольку еще не определены окончательно компоновочная и конструктивно-силовая схемы, конкретные случаи нагружения и размеры ЛА, не установлены принципиальные схемы и состав ряда бортовых систем, таких как системы наддува баков и одновременного опорожнения баков. Таким образом, особенности формализации взаимосвязей ОПП ЛА и характеристик, обусловленных техническим заданием, заключаются в отборе закономерностей, позволяющих определить количество и начальные перегрузки ступеней, а также соотношение их масс, тип и режим работы ДУ, траекторию движения, пригодные для использования во всем диапазоне возможных значений массовых характеристик.

В механике движения ЛА кинематические и проектные параметры связаны дифференциальными уравнениями.

Для определения зависимости кинематических параметров в момент выключения двигателей БР или РН от заданных ЛТХ и зависимости ОПП от кинематических используют дифференциальные уравнения движения. Указанные зависимости позволяют для выполнения заданных ЛТХ определить необходимые сочетания ОПП и среди них выбрать наилучшее по критериям эффективности.

Дальность полета БР или значения параметров орбиты выведения РН в конце активного участка связаны с кинематическими параметрами первыми интегралами уравнений движения по инерции в ньютоновском поле тяготения.

Приведем данные интегралы, которые будут использованы для определения кинематических параметров и, в первую очередь, величины и направления потребной скорости.

Интеграл энергии движения в явном виде относительно большой полуоси a кеплерова эллипса:

$$\frac{1}{a}=\frac{2}{r}-\frac{\nu^2}{fM}, \qquad (5.1.29)$$

где r и ν — текущее расстояние от центра Земли и скорость движения ЛА соответственно; $fM = 398\,602$ км^3/с^2 — произведение гравитационной постоянной f на массу Земли.

Интеграл площадей в явном виде относительно параметра p кеплерова эллипса:

$$p=(r\nu\cos\theta)^2/fM, \qquad (5.1.30)$$

где θ — наклон траектории к местному горизонту.

Траектория кеплерова движения в функции истинной аномалии $\vartheta_И$:

$$r=p/(1+e\cos\vartheta_И), \qquad (5.1.31)$$

где e — эксцентриситет эллипса, выраженный через его большую полуось a и параметр p, $e^2=1-p/a$.

Дальность полета БР принято отсчитывать по геодезической линии от точки старта до точки цели. С достаточной для проектных разработок точностью дальность полета БР можно определить по дуге земного радиуса между точками A' и B' пересечения кеплерова эллипса, проходящего через конец активного участка, и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

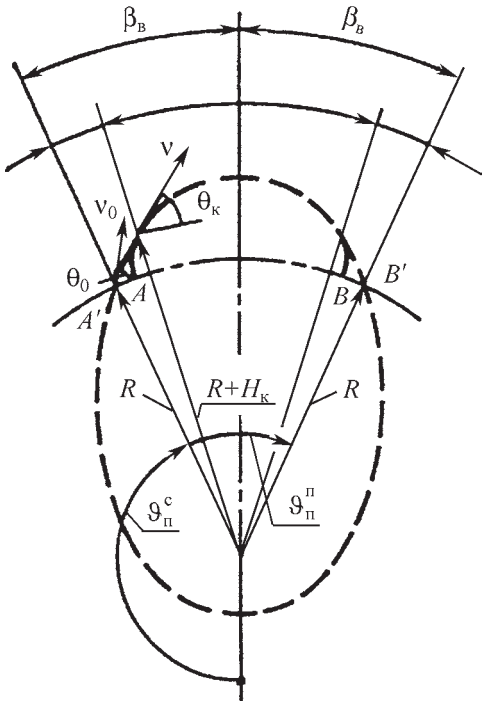


Рис. 5.1.3. Приближенное определение дальности полета БР:
A и A' — соответственно истинная и приблизительная точки старта; B и B' — соответственно истинная и приблизительная точки падения БР

земной поверхности (рис. 5.1.3). Из (5.31) при $r = R$ следуют два значения истинной аномалии $\vartheta_И^с$ и $\vartheta_И^п$, отличающиеся от π на величину угла β_b, отсчитываемого от фокальной оси.

Соответствующая дальность по поверхности Земли

$$L = 2R\beta_b, \qquad (5.1.32)$$

где угол β_b в зависимости от высоты конца активного участка $H_к$ наклона $\theta_к$ и величины скорости $\nu_к$ определяют по формуле

$$\operatorname{tg}\beta_b = \frac{\frac{\nu_к^2}{fM}(R + H_к \operatorname{tg}\vartheta_к)}{1 + \operatorname{tg}^2\vartheta_к - \frac{\nu_к^2}{fM}(R + H_к)}. \qquad (5.1.33)$$

Максимальный угол β_b и, соответственно, наибольшая дальность полета БР при фиксированной скорости $\nu_к$ реализуются при оптимальном наклоне траектории.

Оптимальный наклон конечной скорости к местному горизонту можно найти из условия $\frac{d\operatorname{tg}\beta_к}{d\operatorname{tg}\theta_к} = 0$ и равен

$$\operatorname{tg}\theta_к^* = \sqrt{1 - \operatorname{tg}^2\theta_к - \frac{\nu_к^2}{fM}(R + H_к)}. \qquad (5.1.34)$$

Подстановка (5.1.34) и (5.1.33) в (5.1.32) дает наглядную зависимость оптимального наклона $\theta_к^*$ конечной скорости $\nu_к$ от заданной дальности L полета БР:

$$\theta_к^* = \frac{\pi}{2}\left(1 - \frac{L}{\pi R}\right), \qquad (5.1.35)$$

показанную штриховой линией на рис. 5.1.4, где представлена зависимость дальности полета БР от наклона $\theta_к$ конечной скорости при различных значениях $\nu_к$.

Приведенными формулами удобно воспользоваться для определения величины и направления потребной скорости в следующей последовательности.

В зависимости от заданной дальности L по формуле (5.1.35) определяют оптимальный наклон $\theta_к^*$, а по формуле (5.1.34) — потребную величину скорости $\nu_к$, полагая $H_к = 0$. На рис. 5.1.4 иллюстрируются взаи-

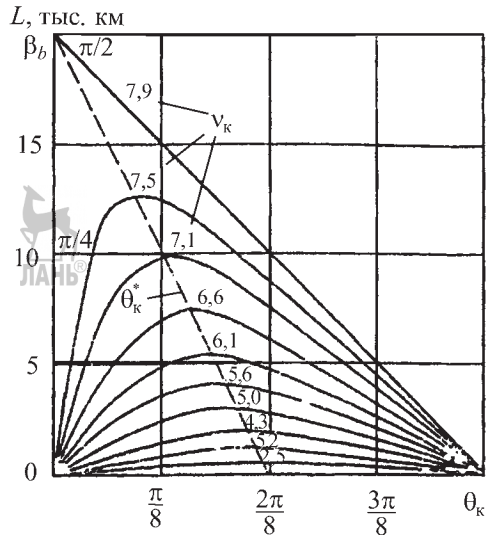


Рис. 5.1.4. Зависимость дальности полета БР от наклона θ конечной скорости при различных значениях ν (км/с):
$\theta_к^*$ — оптимальные значения наклона конечной скорости

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мосвязи этих параметров. Следует отметить, что здесь не учитывается высота окончания активного участка. В случае ее учета уменьшается потребное значение конечной скорости.

Оценим возможное изменение конечной скорости по формуле (5.1.19) для значения высоты $H_к = 150$ км при конечной скорости без поправки $v_к = 7{,}5$ км/с:

$$\Delta v_к = -\frac{fMH_к}{R^2 v_к} = -\frac{398\,602}{6\,371^2 \cdot 7{,}50} \cdot 150 = -0{,}196 \text{ км/с}.$$

Таким образом, без учета высоты окончания активного участка БР потребная конечная скорость завышается на величину ≈ 200 м/с, что сопоставимо с потерями в скорости из-за аэродинамического сопротивления и противодавления на срезе сопла, которые в среднем составляют примерно 300 м/с. В первом приближении можно принять, что пренебрежение влиянием высоты окончания активного участка и атмосферы на величину потребной конечной скорости допустимо, поскольку они взаимно компенсируют друг друга с точностью до 100 м/с , что составляет менее 2 % от конечной скорости межконтинентальной БР.

Таким образом, в соответствии с (5.1.5) определение ОПП БР по конечной скорости можно представить равенством

$$v_к = \sum_i^N (v_{хар\,i} - v_{gi}), \qquad (5.1.36)$$

где $v_к$ вычисляется по формулам (5.1.35) и (5.1.34);

характеристическая скорость ступени:

$$v_{хар\,i} = -c_i \ln \mu_{к\,i}; \qquad (5.1.37)$$

потери на тяготение ($c_i = g_0 p_{уд\,п}$ — скорость истечения):

$$v_{gi} = \frac{c_i}{n_i} \int_1^{\mu_к} \sin\theta d\mu. \qquad (5.1.38)$$

Формулы (5.1.36)–(5.1.38) можно использовать при определении ОПП РН по потребной конечной скорости, которая должна определяться в соответствии с заданными параметрами орбиты выведения — высотами перигея H_π и апогея H_α. Окончание активного участка РН следует предусматривать на высоте перигея, поскольку оптимальная высота выведения для получения наибольшей полезной нагрузки примерно 120...160 км.

Большая полуось эллипса выведения РН составит:

$$a = \frac{1}{2}[R + H_\pi + (R + H_\alpha)].$$

По формуле (5.1.29) можно найти потребную конечную скорость $v_к$:

$$v_к = \sqrt{2fM\left(\frac{1}{R + H_\pi} + \frac{1}{2R + H_\pi + H_\alpha}\right)}. \qquad (5.1.39)$$

Наклон конечной скорости РН к местному горизонту равен нулю, $\theta_к^* = 0$.

В полученных формулах для определения ОПП БР и РН не учитывается влияние вращения Земли, которое в зависимости от географической широты старта и направления запуска может увеличивать или уменьшать дальность полета БР или допустимую массу полезной нагрузки РН.

Формулы без учета влияния вращения Земли отражают усредненные условия запуска, примерно соответствующие полету вдоль меридиана.

В формулы (5.1.34)–(5.1.39), связывающие ЛТХ и ОПП, в явном виде не вошли соотношения масс ступеней БР и РН $\mu_{п\,н\,i} = M_{0i+1} / M_{0i}$, необходимые для выбора лучшей совокупности ОПП по значениям критериев эффективности (5.1.26)–(5.1.28).

Связей между относительными конечными массами $\mu_{к\,i}$ ступеней БР и РН и соотношением масс $\mu_{п\,н\,i}$ ступеней достаточно для анализа влияния ОПП на критерии эффективности при проектной разработке.

Рассмотрим влияние таких ОПП, как количество ступеней N и распределение масс между ними $\mu_{п\,н\,i} = M_{0i+1} / M_{0i}$ (i = 1, 2, ..., N). Это влияние при неизменных характеристической скорости и потерях в скорости проявляется в виде существенного изменения основных качеств ЛА как транспортного средства, например, относительной массы полезной нагрузки $\mu_{п\,н} = \prod_{i=1}^{N} \mu_{п\,н\,i}$.

Наибольшая величина относительной полезной нагрузки обеспечивается при целесообразном делении массы конструкции по ступеням.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Определим экстремум логарифма относительной массы полезной нагрузки при фиксированной характеристической скорости $\nu_{хар}$:

$$\ln\mu_{п\,н}=\prod_{i=1}^{N}\ln\mu_{п\,н\,i}+\lambda\left(\nu_{хар}+\sum_{i=1}^{N}c_i\ln\mu_{к\,i}\right), \quad (5.1.40)$$

где λ — неопределенная постоянная Лагранжа; $\mu_{к\,i}=\mu_{п\,н\,i}(1-\alpha_i)+\alpha_i+\beta_i n_i$, где α_i и β_i — безразмерные коэффициенты ступеней.

Условия

$$\frac{\partial\mu_{п\,н}}{\partial\mu_{п\,н\,i}}=\frac{1}{\mu_{п\,н\,i}}+\lambda c_i\frac{\mu'_{к\,i}}{\mu_{к\,i}}=0;\ i=1,\ 2,\ ...,\ N$$

примут вид

$$-\frac{1}{\lambda}=c_1\left(1-\frac{\alpha_1+\beta_1 n_1}{\mu_{к1}}\right)=c_2\left(1-\frac{\alpha_2+\beta_2 n_2}{\mu_{к2}}\right)=$$
$$=c_1\left(1-\frac{\alpha_N+\beta_N n_N}{\mu_{кN}}\right). \quad (5.1.41)$$

Из (5.1.41) следует, что при одинаковых характеристиках ракетных блоков ($c_i=c$, $\alpha_i=\alpha$, $n_i\beta_i=n\beta$) наибольшая относительная полезная нагрузка ЛА реализуется при равных:

относительных конечных массах $\mu_{к1}=\mu_{к2}=...=\mu_{кN}$; характеристических скоростях для каждой ступени $\nu_{хар}/N=\nu_{хар\,i}=c_i\ln\mu_{к\,i}=...=-c\ln\mu_{к\,N}$; относительных нагрузках для каждой ступени $\mu_{п\,н\,i}=\frac{1}{1-\alpha}(\mu_{к\,i}-\alpha-\beta n)=\mu_{п\,н}^{1/N}$.

Для рассмотренного ЛА с оптимальным соотношением ступеней характеристическая скорость (5.1.37) в безразмерной записи имеет вид

$$\tilde{\nu}_{хар}=\nu_{хар}/c=N\ln[\mu_{п\,н}^{1/N}(1-\alpha)+\alpha+\beta n]. \quad (5.1.42)$$

Преобразуем (5.1.42):

$$\tilde{\nu}_{хар}=-N\ln\mu_{п\,н}^{1/N}-N\ln\left[1-\alpha+\frac{\alpha+\beta n}{\mu_{п\,н}^{1/N}}\right]=-\ln\mu_{п\,н}-$$
$$-N\ln\left[(1-\alpha)\left(1+\frac{\alpha+\beta n}{[\exp(-\tilde{\nu}_{хар})]^{1/N}-\alpha-\beta n}\right)\right], \quad (5.1.42а)$$

где $\mu_{п\,н}^{1/N}=\frac{1}{1-\alpha}\{[\exp(-\tilde{\nu}_{хар})]^{1/N}-\alpha-\beta n\}$.

Первое слагаемое (5.1.42а) определяет характеристическую скорость идеальной ракеты, состоящей только из топлива и полезной нагрузки, а второе — потери характеристической скорости реальной ракеты из-за необходимости разгонять массу топливных и прочих отсеков, а также ДУ. Минимизация этих потерь $\tilde{\nu}_{\alpha,\beta}$ надлежащим выбором количества ступеней означает экономию топлива и, соответственно, увеличение $\mu_{п\,н}$:

$$\frac{\partial\tilde{\nu}_{\alpha,\beta}}{\partial N}=\frac{\partial}{\partial N}\left[N\ln(1-\alpha)\times\right.$$
$$\left.\times\left(1+\frac{\alpha+\beta n}{[\exp(-\tilde{\nu}_{хар})]^{1/N}-\alpha-\beta n}\right)\right]=0. \quad (5.1.43)$$

Теоретическое число ступеней можно найти из (5.1.43), однако использование этого уравнения не всегда удобно, поскольку проектанта интересует целочисленное значение количества ступеней и не только минимальное значение потерь характеристической скорости, но и их изменение при переходе к меньшему числу ступеней. Поэтому лучше воспользоваться формулой

$$\nu_{\alpha,\beta}=N\left\{(1-\alpha)\left(1+\frac{\alpha+\beta n}{[\exp(-\tilde{\nu}_{хар})]^{1/N}-\alpha-\beta n}\right)\right\},$$
$$N=1,\ 2,\ ...\ .$$

В качестве примера влияния количества ступеней на потери характеристической скорости из-за массы конструкции ракетных блоков рассмотрим БРСД с $\nu_{хар}=5\,000$ м/с и РН с $\nu_{хар}=9\,000$ м/с с пороховым и кислородно-керосиновым топливом и соответствующими значениями $p_{уд}, \alpha, \beta n$ (табл. 5.1.1).

Критерием выбора предпочтительного количества ступеней служит ограничение потерь характеристической скорости — примерно на 10 % сверх минимально возможных.

Из табл. 5.1.1 следует, что РН как на твердом топливе, так и на кислородно-керосиновом с современными характеристиками топливных отсеков и двигателей в одноступенчатом исполнении не могут быть созданы.

Для создания одноступенчатого РН на кислородно-керосиновом топливе необходимо вдвое уменьшить относительную массу топливных отсеков по сравнению с современным уровнем.

По принятому критерию выбора числа ступеней из табл. 5.1.1 следуют рекомендации:

для БРСД с РДТТ — две ступени;

БРСД с ЖРД — одна ступень;

РН с РДТТ — три или четыре ступени в пределах рассмотренного диапазона изменения α;

для РН с ЖРД — две ступени.

5.1.1. Влияние количества ступеней N, удельного импульса $p_{уд}$ и характеристик ракетных блоков α, βn на потери скорости $\tilde{v}_{\alpha,\beta} = v_{\alpha,\beta} / v_{хар}$ и относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$

Назначение ЛА	$p_{уд}$	α	βn	Значения	Число ступеней N									Выбираемые значения, по критерию	
					1	2	3	4	5	6	7	8	9	N	$\mu_{пн}$, %
БРСД $v_{хар}$ = 5 000 м/с	280	0,15	0,01	1	164	37,3	30,3	28,0	27,2	26,9	27,0			2	8,61
				2	0,89	8,61	9,76	10,2	10,3	10,4	10,3				
	280	0,10	0,01	1	53,9	23,2	19,6	18,6	18,4	18,5				2	11,1
				2	6,4	11,1	11,8	12,0	12,1	12,0					
	350	0,08	0,02	1	31,9	20,3	19,3	19,8						1	15,2
				2	15,2	17,9	18,2	18,1							
	350	0,05	0,02	1	24,2	15,5	14,4	15,1						1	17,9
				2	17,9	19,5	19,5	19,3							
РН $v_{хар}$ = 9 000 м/с	280	0,15	0,01	1	Не реализуется	89,5	43,6	34,8	31,1	29,4	28,2	27,6	27,2	4	1,31
				2		0,23	0,89	1,31	1,48	1,57	1,62	1,66	1,68		
	280	0,10	0,01	1	—«—	43,0	26,3	22,0	20,1	19,2	18,7	18,5	18,5	3	1,72
				2		1,01	1,72	1,98	2,10	2,17	2,20	2,22	2,22		
	350	0,08	0,02	1	—«—	28,5	21,6	19,8	19,4	19,4				2	3,68
				2		3,68	4,38	4,59	4,64	4,64					
	350	0,05	0,02	1	94,3	18,7	15,0	14,2						2	4,72
				2	0,68	4,62	5,19	5,3							

Методы решения задач проектирования летательных аппаратов

В задачах отыскания проектных параметров ЛТХ по существу являются ограничениями в виде равенств или неравенств, а критерии эффективности в некотором сочетании определяют целевую функцию, улучшить значение которой можно, используя избыток свободных искомых параметров.

Таким образом, решение многих задач теории проектирования формализуется алгоритмом оптимизации в условиях ограничений заданными ЛТХ и рядом неопределенностей, к числу которых относится прежде всего многокритериальность — наличие многих показателей эффективности, разнородных по физическому содержанию и степени важности. В таких ситуациях принято говорить о неопределенности целей.

Формальными методами преодолеть неопределенность целей невозможно. Разработаны методы сокращения диапазона неопределенностей, которые в ряде случаев позволяют при проектировании ЛА или преодолеть возникающие трудности, или сократить их до обозримых размеров, что является прогрессивным шагом к поиску технического решения.

В числе неопределенностей укажем на случайный характер условий эксплуатации (возмущения, вызываемые ветром, разбросом плотности атмосферы) и в известной мере практическую реализацию конструкции (случайный разброс массовых и энергетических характеристик, отказы бортовых систем и т.д.). К следующей группе неопределенностей отнесем факторы, связанные с противодействием противника, имеющего целью ухудшение точности попадания или осуществление перехвата головной части БР.

Рассмотрим преодоление неопределенностей цели. Пусть при проектировании нового ЛА сформулирован ряд критериев $Э_1$, $Э_2$, ..., $Э_m$ каждый из которых зависит от совокупности проектных параметров $\bar{x}(x_1, x_2, ..., x_n)$. Начнем с простейших методов определения $\bar{x}$ для отыскания лучшего сочетания значений критериев $Э_1$, $Э_2$, ..., $Э_m$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1. Линейная свертка — сведение совокупности частных показателей к одному критерию вида

$$Э(\bar{x}) = \sum_{i=1}^{m} c_i Э_i(\bar{x}), \qquad (5.1.44)$$

где c_i — нормированные положительные множители, $1 \ge c_i \ge 0$, $\sum_{i=1}^{m} c_i = 1$.

Вряд ли нужно пояснять, что произвольное изменение c_i может существенно изменить результат выбора проектных параметров $\bar{x}$. Только в частных случаях изменение c_i в широких пределах может слабо влиять на искомые ОПП $\bar{x}$. Один из таких случаев — доминирующий критерий $Э_д$ в ряду $Э_1$, $Э_2$, ..., $Э_m$.

В этом случае задача определения параметров ЛА сводится к отысканию $\bar{x}$ из условия

$$\text{extr}\, Э_д(\bar{x}). \qquad (5.1.45)$$

В общем случае линейная свертка многокритериальной цели разработки ЛА как метод преодоления неопределенности не может считаться удовлетворительной.

2. Использование контрольных показателей — выбор для частных показателей неких значений $Э_i(\bar{x}) \le Э_i^*$, которые должны быть достигнуты, и оценки отношений $Э_i(\bar{x}) / Э_i^*$.

В ряду этих отношений выбирается наиболее «отстающий» показатель, который и подлежит оптимизации путем лучшего выбора $\bar{x}$

$$\tilde{Э}(\bar{x}) = \min Э_i(\bar{x}) / Э_i^*. \qquad (5.1.46)$$

Таким образом, задача сведена к однокритериальной.

3. Приведение к «абсолютному экстремуму». Путем последовательного решения однокритериальных задач можно найти ряд экстремальных значений частных показателей $\text{extr}\, Э_1(\bar{x})$, $\text{extr}\, Э_2(\bar{x})$, ...

Вектор $Э[\text{extr}\, Э_1(\bar{x}), \text{extr}\, Э_2(\bar{x}), ...]$ в пространстве критериев эффективности условимся рассматривать как точку «абсолютного экстремума», степень приближения к которой характеризует совокупность качества ЛА:

$$Э_а = \sqrt{\sum_{i=1}^{m} [Э_i(\bar{x}) - \text{extr}\, Э_i(\bar{x})]^2}. \qquad (5.1.47)$$

4. Компромиссы Парето. Желание исключить из неформального анализа заведомо плохие альтернативы и тем самым сократить множество рассматриваемых технических решений для обеспечения их анализа приводит к использованию множества альтернатив Парето.

Предположим, что ряд показателей эффективности определен сочетанием проектных параметров $\bar{x}$. Однако если найдено новое значение $\bar{x}^*$, которое удовлетворяет неравенствам

$$Э_i(\bar{x}^*) \ge Э_i(\bar{x}),\ i = 1, 2, ..., m \qquad (5.1.48)$$

и хотя бы одно из них строгое, то при прочих равных условиях удалось по крайней мере одно из качеств ЛА улучшить, следовательно, сочетание x предпочтительнее $\bar{x}$.

Процесс целесообразно продолжать до тех пор, пока все неравенства (5.1.48) не превратятся в равенства, и лучшего сочетания проектных параметров отыскать нельзя. Множество компонентов $\bar{x}^*$ называют множеством Парето, а вектор $\bar{x}^*$ — неулучшаемым вектором Парето. Вектор $\bar{x}^*$ следует рассматривать только в области допустимых значений. Тогда каждой точке $\bar{x}$ из области допустимых значений будет соответствовать вполне определенный вектор с компонентами $Э_1$, $Э_2$, ..., $Э_m$, но не все точки удовлетворят требованиям Парето, это обстоятельство позволит сократить множество рассматриваемых решений.

На рис. 5.1.5 в пространстве двух критериев $Э_1$, $Э_2$ приведена параметрически заданная кривая, определяемая допустимыми значениями $\bar{x}$. Не все участки кривой принадлежат множеству Парето, а только выделенные жирной линией. Значения критериев $Э_i$ не принадлежат множеству Парето между точками *1* и *2*, поскольку между точками *3* и *4* значения $Э_i(x)$ лучше, а между точками *2* и *3* — поскольку улучшаются $Э_1(x)$ и $Э_2(x)$ одновременно.

Множество проектных решений по Парето не дает ответа на вопрос, какое из них предпочтительнее. По физическому смыслу каждое из них в теории проектирования ЛА примеча-

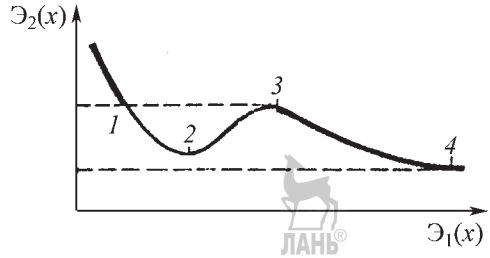


Рис. 5.1.5. Определение множества Парето

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тельно либо наибольшей полезной нагрузкой, либо наименьшими затратами выведения на орбиту ИСЗ и т.д. Но окончательный выбор из возможных сочетаний этих качеств принадлежит проектанту и представляет собой процесс неформального анализа.

Методов преодоления неопределенностей цели не достаточно для того, чтобы решать проектные задачи, и разработка нового ЛА ставит перед проектантом уникальные проблемы, разрешение которых требует разносторонних знаний, изобретательности и таланта.

В качестве иллюстрации к сказанному обратим внимание на такие обстоятельства, как выбор количества критериев эффективности и назначение допустимых погрешностей их определения. Теория проектирования ЛА, не предопределяя состава и числа критериев эффективности, тем самым допускает ситуации, при которых отбор лучшего из альтернативных вариантов невозможен, потому что всем показателям в равной степени отвечает несколько технических решений. Искать решения подобных вопросов на пути установления различий между показателями в единицах и долях процентов бессмысленно. Неопределенность исходных данных на ранних стадиях проектирования ЛА обязывает проектанта считать значения критериев качеств, отличающихся в пределах 10 %, равноценными. Выход из подобных ситуаций — сравнение близких технических вариантов по новым, ранее не рассмотренным, качествам, т.е. привлечение дополнительных критериев качества или расширение состава критериев уже в процессе проектирования. К нефомальным аспектам анализа следует также отнести допустимые пределы снижения значений части критериев для улучшения остальных показателей качества ЛА.

В ряде случаев решения задач теории проектирования ЛА особое значение приобретает достоверность полученных результатов. Критерии, характеризующие их достоверность, могут быть введены в рассмотрение и использоваться наряду с традиционными показателями качества. Рассмотрим факторы, влияющие на достоверность результатов системного анализа.

Любые методы системного анализа в теории проектирования ЛА опираются на математическое описание физических процессов и связей, знание которых само по себе относительно. Но от качества модели зависят результаты всего последующего анализа, поэтому погрешности модели не должны мешать достижению поставленных целей. Вот почему любой процесс системного анализа необходимо начинать с оценки допустимых методических погрешностей модели.

Требования к методическим погрешностям моделей при проведении сравнительного анализа менее жесткие, это обстоятельство позволяет создать более удобные для использования по простоте и трудоемкости модели. С позиций принятых допущений при разработке модели могут разделяться на модели описания физического процесса, модели для оптимизации, исследования конфликтных ситуаций, имитации сложного комплекса физических процессов и т.д. Последний класс моделей с развитием ЭВМ приобрел самостоятельное значение в задачах с существенно нелинейными связями, например в задачах описания развития и последствий отказов на борту ЛА.

В качестве примера приведем модель оценки влияния малых отклонений проектных параметров на ЛТХ, в частности на дальность L полета БР.

На базе разложения в ряд Тейлора

$$L = (gr_{\nu} L, \Delta\bar{\nu}) + (gr_{\nu} L, \Delta\bar{r}) + \ldots, \quad (5.1.49)$$

Сохраняя наиболее существенные члены

$$L = (gr_{\nu}, \Delta\bar{\nu}) = \frac{\partial L}{\partial \nu}\Delta\nu + \ldots$$

и учитывая, что $\nu_S = -c\ln\mu_{\text{к}} - \nu_{\text{пот}}$, имеем $\Delta\nu_S = -c\ln\mu_{\text{к}} - c\frac{\Delta\mu_{\text{к}}}{\mu_{\text{к}}} - \nu_{\text{пот}}$ и $\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial \nu}\left(\Delta c\ln\mu_{\text{к}} + c\frac{\Delta\mu_{\text{к}}}{\mu_{\text{к}}} + \Delta\nu_{\text{пот}}\right)$, где $\nu_{\text{пот}}$ — потери скорости; Δc, $\Delta\mu_{\text{к}}$ — малые отклонения скорости истечения и относительной конечной массы ЛА соответственно, в свою очередь зависящей от разброса массовых характеристик α, β (5.1.40):

$$\Delta\mu_{\text{к}} = \Delta[\mu_{\text{п н}}(1-\alpha) + \alpha + \beta n] = \Delta\alpha(1-\mu_{\text{п н}}) + \Delta\beta n$$

при $\mu_{\text{п н}} = \text{const}$.

Таким образом, погрешности определения дальности полета БР выражаются аддитивной функцией $\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial \nu}\left(\Delta c\ln\mu_{\text{к}} + \Delta\alpha c\frac{1-\Delta\mu_{\text{к}}}{\mu_{\text{к}}} + \Delta\beta\frac{nc}{\mu_{\text{к}}} + \Delta\nu_{\text{пот}}\right)$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Предположим, что априори известны разбросы малых отклонений проектных параметров и их плотности распределения. Тогда известно и распределение плотности возможных отклонений максимальной дальности БР. Последние отклонения зависят от качества конкретной БР ($\mu_к, \mu_{пн}, c, ...$) и условий эксплуатации ($\Delta v_{пот}$). Но даже при одинаковых условиях эксплуатации различные альтернативные варианты разработки БР будут иметь отличающиеся поля разбросов по дальности.

Сопоставим альтернативы разработки БР по критерию риска. Введем в рассмотрение степень риска, являющуюся отношением вероятности необеспечения заданной дальности первым альтернативным вариантом к аналогичной вероятности для второго альтернативного варианта:

$$Э_р = \frac{P_1(L \le L_3)}{P_2(L \le L_3)}, \qquad (5.1.50)$$

$$P_1(L \le L_3) = \int_{-\infty}^{L_3 - L} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i} \exp\left[-\frac{(L - L_i^{ном})^2}{2\sigma_i^2}\right] dL, \qquad (5.1.51)$$

где σ_i^2 — среднеквадратичное отклонение дальности.

Значение $Э_р$, которое меньше единицы, свидетельствует о преимуществах первого варианта. На рис. 5.1.6 приведены номинальные значения и плотность распределения дальности полета БР для двух вариантов. Из рисунка следует, что в то время как по критерию номинальной дальности второй вариант лучше первого, по критерию степени риска при обеспечении дальности предпочтение следует отдать первому варианту.

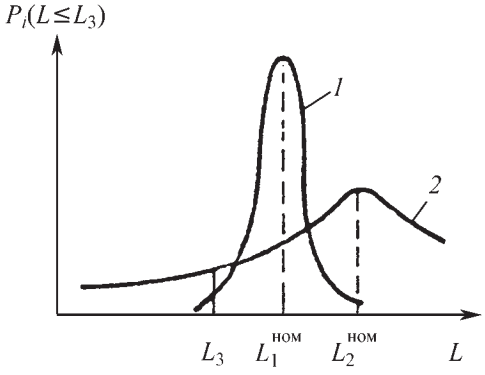


Рис. 5.1.6. Сопоставление альтернативных вариантов по номиналам и степени риска:
1, *2* — варианты БР, L_3 — заданное значение дальности; $L_1^{ном}$, $L_2^{ном}$ — математические ожидания дальности полета первого и второго вариантов БР соответственно

Примеры решения конкретных задач проектирования ЛА описанными методами преведены далее по мере накопления исходных данных и рассмотрения частных задач.

5.1.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО ЗАДАННЫМ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Основные проектные параметры должны соответствовать заданным ЛТХ и в частности важнейшим из них — требуемым дальности полета БР или характеристикам орбиты выведения РН.

В п. 5.1.1 было показано, что одну и ту же максимальную дальность полета и выведение на одну и ту же орбиту могут обеспечить БР с одинаковыми ОПП и показателями эффективности, но с различными по величине полезной нагрузкой и массой ступеней и блоков. Таким образом, совокупностью ОПП определяется семейство ЛА с одинаковыми ЛТХ, но с разной размерностью полезной нагрузки. В этом смысле ОПП можно рассматривать как коэффициенты подобия различных по размерности ЛА одинакового назначения.

Как правило, количество ОПП превышает количество основных ЛТХ, следовательно, семейство возможных ЛА одинакового назначения многократно расширяется за счет всевозможных сочетаний проектных параметров при неизменных ЛТХ. В п. 5.1.1 указывалось, что наиболее интересны для последующих проектно-конструкторских разработок и реализации лучшие из семейства возможных ЛА с заданными ЛТХ, а именно с предпочтительными значениями критериев разработки: количественных оценок затрат на выполнение транспортной программы в целом, времени подготовки к производству, затрат на капитальное строительство и т.д.

Таким образом, выбор лучшего сочетания ОПП является многокритериальной задачей, решение которой усложняется неопреде-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ленностью состава критериев и их ранжирования по степени важности. В дальнейшем эти обстоятельства будем именовать неопределенностью критериев разработки.

Усложнения при выборе лучшего сочетания ОПП вносят также неопределенности исходных данных — конструктивно-массовых характеристик ракетных блоков или их отдельных систем, массоэнергетические характеристики ДУ, которые окончательно уточняются после подробных прочностных и прочих расчетов.

На начальных стадиях проектирования, связанных с выбором компоновочных и конструктивно-силовых схем ЛА, указанные исходные данные определяются либо по имеющимся статистическим материалам, либо только по предварительным расчетам.

Все это предопределяет итерационный процесс выбора ОПП по заданным ЛТХ, основа которого — последовательное уточнение исходных данных:

исходные данные начального приближения используют для количественной оценки ОПП и критериев эффективности начального приближения;

ОПП начального приближения применяют для уточнения исходных данных с учетом особенностей компоновочной и конструктивно-силовой схем ЛА рассматриваемой размерности, а при необходимости — для уточнения состава и ранжирования критериев эффективности;

по уточненным исходным данным и критериям эффективности проводят определение ОПП следующего приближения и т.д.

Процесс последовательных приближений для определения ОПП прекращается после того, как уточнение исходных данных по конструктивно-массовым характеристикам и критериям эффективности становится несущественным для численных значений ОПП.

Поскольку в процессе определения ОПП уточняются не только исходные данные, но и критерии выбора лучшей совокупности и значения самих ОПП, для решения рассматриваемой итерационной задачи необходимо:

1. Диапазон исследуемых ОПП расширить до границ, захватывающих экстремумы по крайней мере основных критериев эффективности.

2. Поиск лучшего сочетания ОПП провести на основе компромисса в области наилучших значений критериев эффективности, что трудоемко и требует применения современной вычислительной техники.

3. Использовать упрощенные методы выбора диапазонов изменения ОПП для поиска компромисса в области лучших значений критериев эффективности, что существенно сокращает объем вычислений и время на их выполнение даже с использованием современной вычислительной техники.

Определение ОПП начнем с простейшей ситуации, когда заданы компоненты топлива и массоэнергетические характеристики.

Выбор основных проектных параметров БР и РН по заданным ЛТХ и массоэнергетическим характеристикам

Исходными данными для выбора ОПП являются массоэнергетические характеристики ракетных блоков и ДУ с заданными компонентами топлива (рис. 5.1.7 и 5.1.8). Приведенные на рисунках области возможных значений массоэнергетических характеристик могут быть построены по статистическим данным обработки прототипов или аналогов ракетных блоков или только по результатам предварительных расчетов по формулам:

$$\alpha_i = \frac{a_{\text{т о}\,i} + a_{\sigma i}}{1 + a_{\text{т о}\,i}};\ \beta_i = \frac{\gamma_{\text{д у}\,i}}{1 + a_{\text{т о}\,i}};$$

$$c_i = g_0 p_{\text{уд}\,ni}\ \ (i = 1, 2, ..., N),$$

где α_i, β_i — безразмерные параметры ступеней; i — индекс ступени ЛА; $a_{\text{т о}\,i}$, $a_{\sigma i}$, $\gamma_{\text{д у}\,i}$ — относительная масса топливного отсека, межбаковых и прочих элементов и ДУ соответственно;

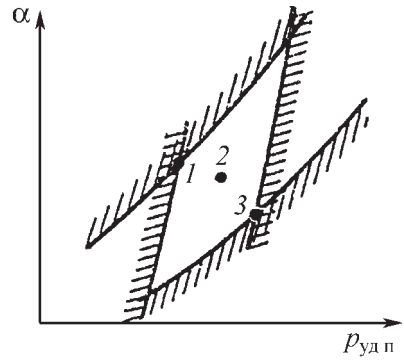


Рис. 5.1.7. Область возможных значений массоэнергетических характеристик ракетных блоков на начальном этапе проектирования ЛА:
1 — наихудшее сочетание; *2* — наиболее вероятные значения; *3* — наилучшее сочетание

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

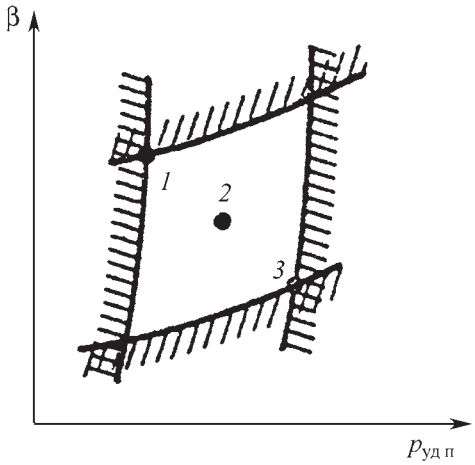


Рис. 5.1.8. Область возможных значений характеристик ДУ на начальном этапе проектирования ЛА:
1 — наихудшее сочетание; *2* — наиболее вероятные значения; *3* — наилучшее сочетание

c_i, $p_{уд\,ni}$ — скорость истечения газов и пустотный удельный импульс ДУ.

Выбор ОПП целесообразно начинать с использования упрощенных методов, позволяющих во всем диапазоне возможных значений исходных данных выделить неменяющиеся проектные параметры, к их числу, в первую очередь, относится количество ступеней.

Первым шагом по выбору ОПП является учет наклона траектории при определении величины и направления конечной скорости ЛА.

В соответствии с (5.1.34) и (5.1.35) почти оптимальный наклон траектории в конце активного участка:

$$\theta_к^* = \frac{\pi}{4}\left(1 - \frac{L}{\pi R}\right), \qquad (5.1.52)$$

конечная скорость

$$v_к = v_{1к}\sqrt{1 - \mathrm{tg}^2\theta_к^*}, \qquad (5.1.53)$$

где L/R — угловая дальность полета БР (для РН $L/R = \pi$ и $\theta_к^* = 0$); $v_{1к}$ — первая космическая скорость ≈ 7,8 км/с.

Потери скорости из-за влияния тяготения и атмосферы $v_{пот}$ в первом приближении принимаем равными для БР ≈1,2 км/с, для РН ≈1,6 км/с. Поэтому потребная характеристическая скорость ЛА должна быть равна

$$v_{хар} = v_к + v_{пот}. \qquad (5.1.54)$$

Следующим шагом по выбору ОПП является определение целесообразного количества ступеней по относительной массе полезной нагрузки (5.1.40):

$$\mu_{п\,н} = \prod_{i=1}^{N} \mu_{п\,н i}. \qquad (5.1.55)$$

В соответствии с (5.1.41) максимальная относительная полезная нагрузка реализуется при следующих условиях:

$$\frac{\mu_{к\,1}}{c_1(1-\alpha_1)\mu_{п\,н\,1}} = \frac{\mu_{к\,2}}{c_2(1-\alpha_1)\mu_{п\,н\,2}} = \ldots$$
$$\ldots = \frac{\mu_{к\,N}}{c_N(1-\alpha_N)\mu_{п\,н\,N}};$$
$$\mu_{п\,н\,i} = \frac{\mu_{к\,i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1-\alpha_i}; \qquad (5.1.56)$$
$$v_{хар} = -\sum_{i=1}^{N} c_i \ln \mu_{к\,i}.$$

Поскольку с увеличением числа ступеней относительная масса полезной нагрузки возрастает только до известного предела $\max \mu_{п\,н}$, а конструкция и функционирование ЛА усложняются, то целесообразной границей увеличения количества ступеней может служить условие

$$\mu_{п\,н}(N) = (0{,}8 \ldots 0{,}9)\max \mu_{п\,н}. \qquad (5.1.57)$$

На выполнение условия (5.1.57) влияет диапазон возможных значений массоэнергетических характеристик или неопределенность их знания на рассматриваемом этапе проектирования (рис. 5.1.7, 5.1.8). Наихудшее сочетание α_i, β_i, $p_{уд\,ni}$ соответствует минимальному удельному импульсу и максимальным значениям α_i и β_i (точки *1*) и, наоборот, наилучшее сочетание — максимальному удельному импульсу и минимальным значениям α_i и β_i (точки *3*).

Если после подстановки в (5.1.56) наилучшего и наихудшего сочетаний α_i, β_i, $p_{уд\,ni}$, а условие (5.1.57) выполняется при одном и том же количестве ступеней N, то справедлив вывод о постоянстве целесообразного количества ступеней во всем диапазоне возможных значений массоэнергетических характеристик.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В противном случае число ступеней принимается по большему значению из условия (5.1.57). И в первом и во втором случаях последующий выбор остальных ОПП можно проводить с таким образом установленным неизменным количеством ступеней N.

Наряду с целесообразным количеством ступеней равенства (5.1.56) и (5.1.57) однозначно определяют соотношения масс ступеней $\mu_{\text{п н}\,i} = M_{0i+1} / M_{0i}$ при фиксированных характеристиках α_i, β_i, $p_{\text{уд}\,ni}$ и n_i. Однако значения начальных перегрузок ступеней еще не определены, а сочетания α_i, β_i и $p_{\text{уд}\,ni}$ могут меняться от самых неблагоприятных до наилучших.

Тем не менее значения соотношения масс ступеней могут быть приняты в соответствии с результатом вычислений по формулам (5.1.56) для наиболее вероятных сочетаний α_i, β_i и $p_{\text{уд}\,ni}$ (точки *2* на рис. 5.1.7 и 5.1.8) при $n_1 \approx n_2 \approx ... \approx n_N \approx 2$. Основание для такого допущения — характер функции $\mu_{\text{п н}}$ (N, $\mu_{\text{п н}i}$, α_i, β_i, n_i, $p_{\text{уд}\,ni}$) в окрестности экстремального значения, где малые отклонения массоэнергетических характеристик практически не влияют на оптимальные соотношения масс ступеней и начальные перегрузки. В частности, начальные перегрузки ступеней столь слабо сказываются на выборе N и $\mu_{\text{п н}i}$, что их значение практически не меняется и при допущении $n_1 = n_2 = ... n_N = 2$.

Влияние начальных нагрузок существенно проявляется в изменении продолжительности активного полета и, следовательно, влечет потери скорости из-за тяготения и увеличения пассивной массы ракетных блоков.

Поэтому в первом приближении начальные перегрузки ступеней определим из условия минимизации потерь скорости из-за тяготения и массы ДУ с учетом программы угла тангажа.

Потери скорости вследствие указанных причин

$$\nu_{\text{пот}} = \sum_{i=1}^{N} (\nu_{ni} + \nu_{gi}), \qquad (5.1.58)$$

где $\nu_{ni} = [\nu_{\text{хар}}]_{n=0} - [\nu_{\text{хар}}]_{n\neq 0} = -c_i \ln \mu^0_{\text{к}\,i} - c \ln(\mu^0_{\text{к}\,i} + \beta_i n_i) = c_i \ln\left(1 + \frac{\beta_i n_i}{\mu^0_{\text{к}\,i}}\right) \approx c_i \frac{\beta_i n_i}{\mu^0_{\text{к}\,i}}$ и $\nu_{gi} = \int_0^{t_i} g_0 \sin\theta_i dt =$

$= g_0 t_i [\sin\theta_i + k_i(\sin\theta_{i-1} - \sin\theta_i)] = \frac{c_i}{n_i}(1 - \mu^0_{\text{к}\,i})[(1 - k_i(\sin\theta_i + k_i \sin\theta_{i-1})]$.

Коэффициент k_i отражает влияние программы угла тангажа i-й ступени, $k = 0{,}15 \pm 0{,}15$.

Минимальные потери скорости (5.1.58) имеют место при $\frac{\partial \nu_{\text{пот}}}{\partial n_i} = c_i \frac{\beta_i}{\mu^0_{\text{к}\,i}} - \frac{c_i}{n_i^2}(1 - \mu^0_{\text{к}\,i})[(1 - k_i)\sin\theta_i + k_i \sin\theta_{i-1}] = 0$. Откуда

$$n_i = \sqrt{\frac{\mu^0_{\text{к}i}(1 - \mu^0_{\text{к}i})}{\beta_i}[(1 - k_i)\sin\theta_i + k_i \sin\theta_{i-1}]} = 0. \qquad (5.1.59)$$

Для последних ступеней ЛА, у которых $\sin\theta_i \to 0$ формула (5.1.59) недостаточно точна вследствие грубого учета программы угла тангажа при полете за пределами атмосферы. В целях учета потерь в скорости при реальных программах тангажа и начальных перегрузках внеатмосферных ступеней воспользуемся дифференциальными уравнениями движения ЛА в проекциях на касательную и нормаль к траектории:

$$\begin{aligned} \dot{\nu} &= \dot{\nu}_{\text{хар}} \cos\alpha - g_0 \sin\theta; \\ \nu\dot{\theta} &= \dot{\nu}_{\text{хар}} \sin\alpha - g_0(1 - \nu)\cos\theta, \end{aligned} \qquad (5.1.60)$$

где θ — наклон траектории к местному горизонту, а $\nu = v^2 / v^2_{1\text{к}}$ — отношение кинетической энергии ЛА к кинетической энергии движения с первой космической скоростью. Средние значения $(1 - \nu)$ при равномерном разбиении характеристической скорости по ступеням ЛА приведены в табл. 5.1.2.

5.1.2. Средние значения $(1 - \nu)$ при равномерном разбиении характеристической скорости по ступеням ЛА для БР $(1 - \nu) \approx 1$

Число ступеней ЛА	Среднее значение $(1 - \nu)$			
	I-я ступень	II-я ступень	III-я ступень	IV-я ступень
2	0,9	0,6	–	–
3	1,0	0,8	0,5	–
4	1,0	0,9	0,7	0,3

Интеграл второго уравнения (5.1.60) связывает начальную и конечную крутизну траектории второй ступени θ_1 и θ_2:

$$\nu_\theta = \nu_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) + \int_0^{t_2} \dot{\nu}\theta dt = \nu_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) +$$

$$+ \int_0^{t_2} \dot{\nu}_{\text{хар}} \sin\alpha dt - g_0(1 - \nu_2) \int_0^{t_2} \cos\theta dt = 0.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Малые углы атаки $\int_0^{t_2} |\dot{v}_{хар}| \sin\alpha\, |dt \to 0$, примерно соответствующие максимальной конечной скорости, могут быть обеспечены при условии $v_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) - g_0(1 - v_2)\int_0^{t_2} \cos\theta dt = 0$, откуда с учетом соотношений $g_0 \int_0^{t_2} \cos\theta dt \approx g_0 t_2 \theta_2 =$ $= \frac{c_2}{n_2}(1-\mu_{к2})\cos\theta_2$ и $t_2 = \frac{m_{t2}}{\dot{m}_{t2}} = \frac{M_{02} g_0 p_{уд\,п}(1-\mu_{к2})}{P_{n2}} =$ $= \frac{p_{уд\,п}(1-\mu_{к2})}{n_2}$ получаем

$$n_2 = \frac{c_2}{v_1} \frac{(1-\mu_{к2})(1-v_2)\cos\theta_2}{\sin(\theta_1 - \theta_2)}. \qquad (5.1.61)$$

Рассматривая последовательно третью и четвертую ступени, получаем аналогичную формулу

$$n_i = \frac{c_i}{v_{i-1}} \frac{(1-\mu_{ki})(1-v_i)\cos\theta_i}{\sin(\theta_{i-1} - \theta_i)}, \quad (i = 1, 2, ..., N). \qquad (1.5.61а)$$

Как видно из (5.1.59) и (5.1.61), начальные перегрузки ступеней ЛА связаны крутизной траектории в моменты разделения $\theta_1, \theta_2, ..., \theta_{N-1}$.

Наилучшее сочетание $\theta_1, \theta_2, ..., \theta_{N-1}$ обеспечивает максимальную относительную полезную нагрузку $\max\limits_{\theta_1,...,\theta_{N-1}} \mu_{п\,н} = \max\limits_{\theta_1,...,\theta_{N-1}} \prod_{i=1}^{N} \left(\mu^0_{п\,н} - \frac{\beta_i n_i}{1-\alpha_i} \right)$ и определяет соответствующие начальные перегрузки ступеней по формулам (5.1.59) и (5.1.61).

При одинаковых массоэнергетических характеристиках ракетных блоков ступеней $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i = \beta$, $c_i = c$ и соответственно $\mu^0_{п\,н\,i} = (\mu^0_{п\,н})^{1/N}$:

$$\max_{\theta_1,...,\theta_{N-1}} \mu_{п\,н} = \max_{\theta_1,...,\theta_{N-1}} \prod_{i=1}^{N} (\mu^0_{п\,н})^{1/N} \left(1 - \frac{\beta_i n_i}{(\mu^0_{п\,н})^{1/N}(1-\alpha_i)} \right) =$$

$$= \max_{\theta_1,...,\theta_{N-1}} \mu^0_{п\,н} \prod_{i=1}^{N} \left(1 - \frac{\beta_i n_i}{(\mu^0_{п\,н})^{1/N}(1-\alpha_i)} \right). \qquad (5.1.62)$$

Физическое истолкование полученной формулы заключается в согласованном подборе программы угла тангажа $\theta_1, \theta_2, ..., \theta_{N-1}$ и начальных перегрузок ступеней, при котором сумма относительных масс ДУ ступеней минимальна, следовательно, минимальны потери скорости ими вызываемые.

Полученные по формулам (5.1.56), (5.1.57), (5.1.59), (5.1.61) и (5.1.62) значения ОПП определяют количество ступеней N, относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и являются ориентировочными для назначения диапазонов поиска сочетаний $\mu_{п\,н\,i}$, n_i с наилучшими значениями критериев эффективности.

Целесообразные диапазоны поиска:

для $\mu_{п\,н\,i}$ симметричны относительно полученного значения;

n_i меньше полученного значения, поскольку формула (5.1.59) не учитывает потери в скорости из-за атмосферы;

n_2 и n_i последующих ступеней больше полученных значений, поскольку формула (5.1.61) предусматривает движение с минимальными углами атаки, что, как следует из п. 5.1.1, не является строго оптимальным.

Проиллюстрируем эффективность использования перечисленных формул на примере выбора основных проектных параметров для БР с дальностью полета 7,0 тыс. км при номинальных массоэнергетических характеристиках ($c_i = 3000$ м/с; $\alpha_i = 0{,}120$; $\beta_i = 0{,}005$) и в диапазоне их возможных сочетаний:

наихудшем $c_i = 2850$ м/с; $\alpha_i = 0{,}150$; $\beta_i = 0{,}005$;

наилучшем $c_i = 3150$ м/с; $\alpha_i = 0{,}090$; $\beta_i = 0{,}005$.

Оптимальный наклон траектории в конце активного участка (5.1.51):

$$\theta^*_к = \frac{\pi}{4}\left(1 - \frac{L}{\pi R}\right) = 29°18'.$$

Конечная скорость из (5.1.53): $v_к = 7{,}80 \times \sqrt{1 - \mathrm{tg}^2\theta^*_к} = 6{,}46$ км/с.

Потребная характеристическая скорость из (5.1.54) $v_{хар} = 6{,}46 + 1{,}20 = 7{,}66$ км/с.

Выбор количества ступеней ясен из табл. 5.1.3, где представлено влияние числа ступеней и неопределенности исходных данных на относительную массу полезной нагрузки.

Из табл. 5.1.3 следует, что условие (5.1.57) выполняется для всех возможных сочетаний исходных данных трехступенчатой БР, поэтому в дальнейших расчетах число ступеней необходимо принять неизменным.

В данном примере в целях упрощения вычислений в качестве основного варианта БР

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

примем двухступенчатое изделие с $\nu_{к1} = \nu_{к2} = 0{,}30$ и относительной массой полезной нагрузки $\mu_{п\,н} = 3{,}2$ %.

Начальные перегрузки для первой ступени (5.1.59) равны $n_1 = \sqrt{\frac{0{,}3(1-0{,}3)}{0{,}005}[0{,}85\sin\theta_1 + 0{,}15]} \approx \approx 6{,}0\sqrt{0{,}85\sin\theta_1}$; второй ступени (1.5.61) $n_2 = \frac{3{,}0}{6{,}46/2}\frac{(1-0{,}3)0{,}6\cos 29^\circ 18'}{\sin(\theta_1 - 29^\circ 18')} \approx 0{,}34\sin^{-1}(\theta_1 - 29^\circ 18')$.

Минимальная сумма начальных перегрузок (5.1.62) $\theta_1 = 35$; 40; 45°; $n_1 = 4{,}5$; 4,8; 5,2; $n_2 = 3{,}4$; 1,8; 1,5; $n_1 + n_2 = 7{,}9$; 6,6; 6,7 реализуется при наклоне траектории в момент разделения ступеней $\theta_1 = 40°$, которому соответствуют значения $n_1 = 4{,}8$ и $n_2 = 1{,}8$.

Для сравнения значений ОПП, полученных упрощенными методами численного интегрирования уравнений (5.1.60), были заданы следующие диапазоны целесообразных изменений параметров $\nu_{к1}$, n_1, n_2 и θ_1: $\nu_{к1} = 0{,}20...0{,}30$; $n_1 = 2{,}5...4{,}5$; $n_2 = 1{,}5...3{,}5$; $\theta_1 = 20...40$.

Результаты расчетов ОПП с минимальными массоэнергетическими характеристиками приведены в табл. 5.1.4 и на рис. 5.1.9–5.1.12. Для отбора лучшего сочетания ОПП были расчитаны критерии эффективности $\mu_{п\,н}$ и отношение массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ (5.1.26).

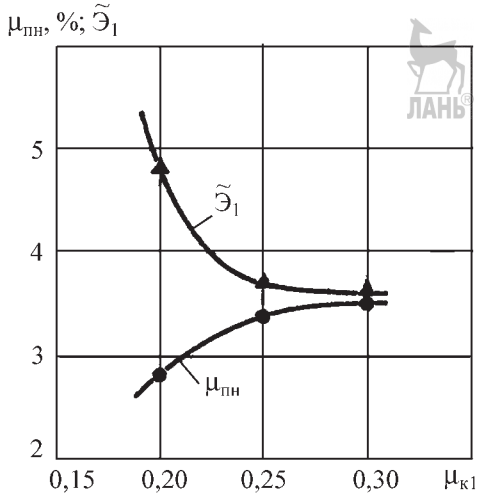


Рис. 5.1.9. Влияние относительной конечной массы первой ступени $\mu_{к1}$ на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и отношение массы конструкции к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ у двухступенчатой БР

Из табл. 5.1.4 следует, что максимальная относительная масса полезной нагрузки $\mu_{п\,н} = 0{,}035$ примерно на 8 % превышает величину, полученную по формулам (5.1.52)–(5.1.56). Диапазон изменения ОПП в табл. 5.1.4 включает экстремумы критериев

5.1.3. Влияние числа ступеней и неопределенности исходных данных на относительную массу полезной наргузки

Сочетание исходных данных	Характеристики, %	Число ступеней N				
		2	3	4	5	6
Номинальное:						
c = 3 000 м/с	$\mu_{п\,н}$	3,2	4,1	4,4	4,6	4,6
α = 0,120	$\mu_{к1}$	0,28	0,43	0,53	0,60	0,65
β_n = 0,010	$\mu_{п\,н}/\max\mu_{п\,н}$	68	88	95	100	100
Лучшее:						
c = 3 150 м/с	$\mu_{п\,н}$	5,0	5,7	5,9	6,0	6,0
α = 0,090	$\mu_{к1}$	0,30	0,38	0,54	0,62	0,67
β_n = 0,010	$\mu_{п\,н}/\max\mu_{п\,н}$	83	94	98	100	100
Худшее:						
c = 2 850 м/с	$\mu_{п\,н}$	1,7	2,7	3,1	3,3	3,4
α = 0,150	$\mu_{к1}$	0,26	0,41	0,51	0,58	0,64
β_n = 0,010	$\mu_{п\,н}/\max\mu_{п\,н}$	50	80	92	97	100

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.1.4. Результаты интегрирования уравнений движения БР с номинальными характеристиками, высотностью двигателей 1,1 и отношением $c_{ха} / P_M = 0{,}5 \cdot 10^{-5}$ м^2/Н

Параметры БР				Критерии эффективности	
$\nu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1	$\mu_{п\,н}$	$\widetilde{Э}_1$
0,2	2,5	1,5	20	2,54	4,65
			30	2,67	4,43
			40	2,48	4,77
		2,5	20	2,76	4,30
			30	2,86	4,14
			40	2,62	4,52
		3,5	20	2,82	4,21
			30	2,91	4,08
			40	2,65	4,49
	3,5	1,5	20	2,39	5,14
			30	2,60	4,71
			40	2,61	4,72
		2,5	20	2,66	4,64
			30	2,84	4,34
			40	2,63	4,69
		3,5	20	2,19	5,83
			30	2,44	5,23
			40	2,35	5,42
	4,5	1,5	20	2,38	5,38
			30	2,61	4,89
			40	2,48	5,15
		2,5	20	2,43	5,26
			30	2,66	4,82
			40	2,50	5,12
		3,5	20	2,87	4,12
			30	3,02	3,92
			40	2,85	4,14
0,25	2,5	1,5	20	3,18	3,73
			30	3,30	3,59
			40	3,09	3,85
		2,5	20	3,27	3,64
			30	3,37	3,53
			40	3,14	3,80

Продолжение табл. 5.1.4

Параметры БР				Критерии эффективности	
$\nu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1	$\mu_{п\,н}$	$\widetilde{Э}_1$
0,25	2,5	3,5	20	2,77	4,43
			30	3,01	4,07
			40	2,92	4,21
	3,5	1,5	20	3,07	4,01
			30	3,29	3,74
			40	3,15	3,91
		2,5	20	3,16	3,92
			30	3,37	3,67
			40	3,20	3,87
		3,5	20	2,62	4,87
			30	2,90	4,40
			40	2,85	4,48
	4,5	1,5	20	2,91	4,40
			30	3,17	4,03
			40	3,07	4,16
		2,5	20	2,99	4,30
			30	3,24	3,96
			40	3,12	4,11
0,3	2,5	1,5	20	2,84	4,18
			30	3,00	3,96
			40	2,87	4,14
		2,5	20	3,22	3,71
			30	3,35	3,56
			40	3,17	3,76
		3,5	20	3,32	3,61
			30	3,44	3,49
			40	3,24	3,70
	3,5	1,5	20	2,80	4,40
			30	3,05	4,04
			40	2,98	4,13
		2,5	20	3,17	3,90
			30	3,40	3,64
			40	3,29	3,76
		3,5	20	3,27	3,81

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Окончание табл. 5.1.4

Параметры БР				Критерии эффективности	
$\nu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1	$\mu_{п\,н}$	$\widetilde{Э}_1$
0,3	3,5	3,5	30	3,49	3,57
			40	3,36	3,71
	4,5	1,5	20	2,68	4,77
			30	2,95	4,33
			40	2,92	4,37
		2,5	20	3,04	4,23
			30	3,29	3,90
			40	3,22	3,98
		3,5	20	3,14	4,12
			30	3,38	3,81
			40	3,29	3,92

эффективности и позволяет сделать вывод о целесообразности отступления от начальной перегрузки первой ступени $\mu_{п\,н}$ и с уменьшением массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ на 4 % (рис. 5.1.9–5.1.12).

Разобранный пример позволяет перейти к более сложной ситуации при выборе ОПП — одновременному выбору числа ступеней N, отношения их масс $\mu_{п\,н\,i}$, начальных перегрузок n_i и целесообразных компонентов топлива на различных ступенях.

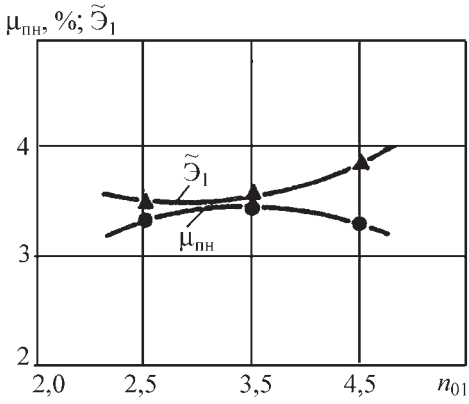


Рис. 5.1.10. Влияние начальной перегрузки первой ступени n_{01} на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и отношение массы конструкции к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ у двухступенчатой БР

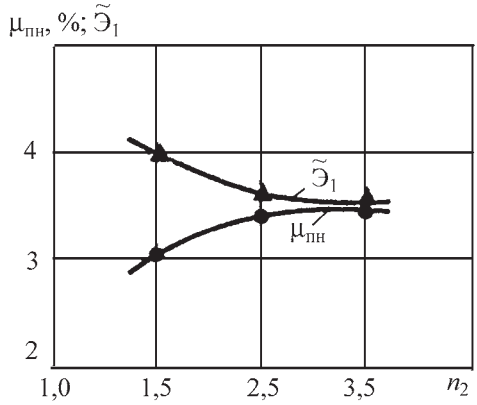


Рис. 5.1.11. Влияние начальной перегрузки второй ступени n_{02} на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и отношение массы конструкции к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ у двухступенчатой БР

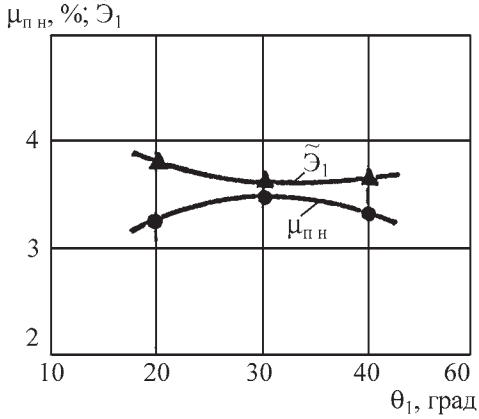


Рис. 5.1.12. Влияние критизны краектории θ_1 на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и отношение массы конструкции к массе полезной нагрузки $\widetilde{Э}_1$ у двухступенчатой БР

Выбор основных проектных параметров баллистических ракет и РН по заданным ЛТХ и сочетаниям компонентов топлива

Определение совокупности ОПП по заданным ЛТХ целесообразно начинать с выделения параметров, не меняющихся в диапазонах возможных значений исходных данных. К таким параметрам относятся, в первую очередь, число ступеней и компоненты топлива на каждой из них, в значительной мере определяющие α_1, β_i и $p_{уд\,ni}$ $(i = 1, 2, ..., N)$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При выборе числа ступеней и компонентов топлива полагаем, что потребная характеристическая скорость $\nu_{хар}$ для выполнения ЛТХ одинакова у всех рассматриваемых вариантов ЛА.

Анализируя варианты ЛА с одними и теми же компонентами топлива на всех ступенях и, следовательно, в первом приближении с одинаковыми конструктивно-массовыми характеристиками ступеней $\alpha_1 = \alpha$, $\beta_i = \beta$ в соответствии с п. 5.1.1 принимаем как наилучшие относительные полезные нагрузки каждой ступени $\mu_{п\,н\,i} = \dfrac{1}{1-\alpha}\left\{\exp\left[-\dfrac{\nu_{хар}}{Ng_0 p_{уд\,п}}\right] - \alpha - \beta n\right\}^N$ и ЛА в функции количества ступеней

$$\mu_{п\,н} = \left\{\frac{1}{1-\alpha}\left(\exp\left[-\frac{\nu_{хар}}{Ng_0 p_{уд\,п}}\right] - \alpha - \beta n\right)\right\}^N, \quad (5.1.63)$$

где различиями в начальной перегрузке пренебрегается ($\beta n_i = \beta n_1 = \beta n$).

При фиксированном количестве ступеней лучший из рассматриваемых вариантов ЛА обеспечивает наибольшую относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п\,н}$. С увеличением числа ступеней относительная масса полезной нагрузки у всех рассматриваемых вариантов ЛА увеличивается до определенных пределов, после которых дальнейшее увеличение числа N нецелесообразно. С учетом усложнения ЛА по мере увеличения числа ступеней таким пределом может быть условие (1.5.57) $\mu_{п\,н\,i}(N) = (0{,}8...0{,}9)\max \mu_{п\,н}$.

Если для всех рассматриваемых вариантов ЛА количество ступеней из условия (5.1.57) одинаково и не меняется в зависимости от возможных разбросов $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ и $\Delta p_{уд\,п}$, то для последующего анализа оставим только варианты ЛА с выделенным числом ступеней N^0.

Лучший из оставленных вариантов ЛА с наибольшим значением предусматривает использование на всех ступенях одних и тех же компонентов топлива. Исключением может быть применение трех компонентов топлива на каждой ступени при вполне определенных условиях.

Рассмотрим указанные условия для трех компонентов топлива, способных образовать два вида топлива, например кислород–керосин и кислород–водород.

Характеристическая скорость, обеспечиваемая ступенью с тремя компонентами топлива, имеет вид

$$\nu_{хар} = -c_1 \ln \mu_{к1} - c_2 \ln \mu_{к2}, \quad (5.1.64)$$

где c_1, $\mu_{к1}$ — скорость истечения и относительная конечная масса после сжигания первой пары компонентов соответственно; c_2, $\mu_{к2}$ — после сжигания второй пары компонентов соответственно.

Конечная масса ступени имеет вид $M_к = M_{п\,н} + M_{д\,у} + M_{\sigma с\,у} + M_{т\,о1} + M_{т\,о2}$ или в безразмерной записи $\mu_{к1}\mu_{к2} = \mu_{п\,н} + \gamma n + (1-\mu_{п\,н})a_\alpha + (1-\mu_{к1})a_{то1} + \mu_{к1}(1-\mu_{к2})a_{т\,о2}$, откуда $\mu_{к1}\mu_{к2} = \mu_{п\,н}\dfrac{1-a_\alpha}{1+a_{т\,о2}} + \dfrac{a_{т\,о1}+a_\alpha}{1+a_{т\,о2}} + \mu_{к1}\dfrac{a_{т\,о2}-a_{т\,о1}}{1+a_{т\,о2}} + \dfrac{\gamma n}{1+a_{т\,о2}}$.

Введя обозначения

$$\alpha_{12} = \frac{a_{т\,о1}+a_\sigma}{1+a_{т\,о2}};\ \alpha_2 = \frac{a_{т\,о2}+a_\sigma}{1+a_{т\,о2}};\ \beta_2 = \frac{\gamma}{1+a_{т\,о2}}, \quad (5.1.65)$$

получаем

$$\mu_{к1}\mu_{к2} = \mu_{п\,н}(1-\alpha_2) + \mu_{к1}(\alpha_2 - \alpha_{12}) + \alpha_{12} + \beta_2 n. \quad (5.1.66)$$

Используя (5.1.66) и (5.1.64), запишем

$$\mu_{п\,н} = \frac{1}{1-\alpha_2}\left\{\mu_{к1}\left[\exp\left(-\frac{\nu_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2}\right) - (\alpha_2 - \alpha_{12})\right] - \alpha_{12} - \beta_2 n\right\} \quad (5.1.67)$$

и $\dfrac{\partial \mu_{п\,н}}{\partial \mu_{к1}} = \dfrac{1}{1-\alpha_2}\left[\exp\left(-\dfrac{\nu_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2}\right) - (\alpha_2 - \alpha_{12}) - \dfrac{c_1}{c_2}\exp\left(-\dfrac{\nu_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2}\right)\right] = 0.$

Последним условием определяется оптимальное соотношение топливных пар $\mu^*_{к1}$ для получения наибольшей полезной нагрузки ступени:

$$\mu^*_{к1} = \exp\left[-\frac{\nu_{хар} + c_2 \ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - c_2 \ln(1 - c_1/c_2)}{c_1}\right]. \quad (5.1.68)$$

Из (5.1.68) следует, что использование третьего компонента теряет смысл, если $\ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln(1 - c_1/c_2) \geq 0$ или

$$\nu_{хар} + c_2 \ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - c_2 \ln(1 - c_1/c_2) \leq 0, \quad (5.1.69)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.1.5. Массоэнергетические характеристики ракетных блоков, принятые в примере по выбору ОПП, и возможные компоненты топлива

Характеристики	Компоненты топлива	
	Керосин — кислород	Водород — кислород
Относительная масса топливного отсека $a_{то}$	0,040	0,100
Относительная масса прочих отсеков, системы управления, оборудования a_{σ}	0,010	0,010
Относительная масса двигательной установки γ	0,015	0,025
Плотность топлива $\gamma_т$, т/м^3	1,00	0,35
Удельный импульс, с	350	450

поскольку и в указанных ситуациях предпочтительно использование одной пары компонентов.

В качестве примера выбора количества ступеней и компонентов топлива рассмотрим РН с массой полезной нагрузки 10 т, допускающей транспортировку по железной дороге от завода-изготовителя к стартовой площадке. Возможные компоненты топлива: керосин–кислород (к–к), водород–кислород (в–к) и их массоэнергетические характеристики приведены в табл. 5.1.5.

Принимая потребную характеристическую скорость равной 9400 м/с, по формуле (5.1.63) оцениваем зависимость относительной массы полезной нагрузки от количества ступеней (табл. 5.1.5).

Двухступенчатые ЛА с рассмотренными характеристиками обеспечивают 87...90 % полезной нагрузки от максимально возможной и удовлетворяют условию (5.1.57). Зависимость относительной массы полезной нагрузки от числа ступеней РН при различных компонентах топлива представлена на рис. 5.1.13. Зависимость *2* на рис. 5.1.13 соответствует лучшим комбинациям компонентов керосин–кислород–водород. Ее точки получены следующими расчетами.

Двухступенчатые ЛА с горючим — керосином на первой ступени и водородом на второй в соответствии с условием (5.1.41) обеспечивает наибольшую массу полезной нагрузки при $\frac{\mu_{к1}}{c_1(1-\alpha_1)\mu_{п\,н1}} = \frac{\mu_{к2}}{c_2(1-\alpha_2)\mu_{п\,н2}}$; $\mu_{п\,н\,i} = \frac{1}{1-\alpha} \times$ $\times(\mu_{к1} - \alpha - \beta n)$, $i = 1, 2$; $\nu_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1} + c_2 \ln \mu_{к2} = 0$, откуда $\mu_{к1} = 0{,}300$; $\mu_{к2} = 0{,}316$; $\mu_{п\,н1} = 0{,}250$; $\mu_{п\,н2} = 0{,}210$; $\mu_{п\,н} = 5{,}25$ %.

Трехступенчатый ЛА с керосином на первой ступени уступает по массе полезной нагрузки двухступенчатому ЛА с водородом на обеих ступенях и в соответствии с уловием (5.1.41) вырождается в двухступенчатый с полезной нагрузкой $\mu_{п\,н} = 6{,}48$ %, значение которой нанесено на рис. 5.1.13 при $N = 3$.

Одноступенчатые ЛА с тремя компонентами топлива и ДУ, работающей со старта на керосине–кислороде, а в последствии на водороде–кислороде, в соответствии с (5.1.68) по-

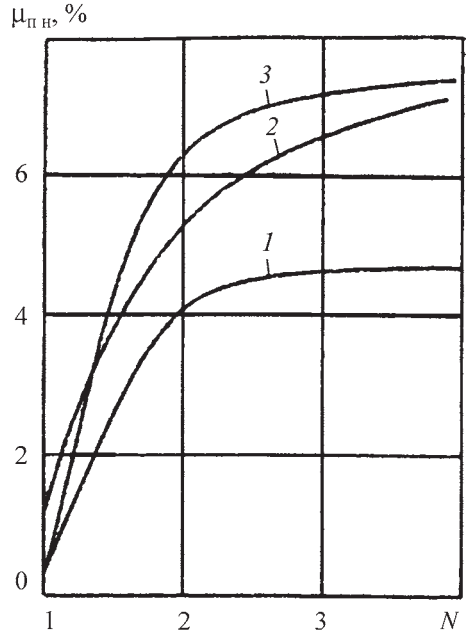


Рис. 5.1.13. Зависимость относительной массы полезной нагрузки $\mu_{пн}$ от числа ступеней РН при различных компонентах топлива:
1 — керосин–кислород; *2* — керосин–водород–кислород в наилучшем сочетании; *3* — водород–кислород

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.1.6. Влияние количества ступеней и компонентов топлива на относительную массу полезной нагрузки

Компоненты топлива	Характеристики, %	Количество ступеней					
		1	2	3	4	5	6
Керосин–кислород	$\mu_{\text{п н}}$	0,16	4,10	4,52	4,59	4,56	–
	$\mu_{\text{к}i}$	0,0682	0,261	0,408	0,511	0,584	–
	$\mu_{\text{п н}i}$	0,00152	0,202	0,352	0,463	0,539	–
Водород–кислород	$\mu_{\text{п н}}$	0,12	6,48	7,27	7,47	7,48	7,41
	$\mu_{\text{к}i}$	0,124	0,352	0,498	0,593	0,658	0,706
	$\mu_{\text{п н}i}$	0,00122	0,255	0,417	0,523	0,595	0,648

сле сжигания керосина и водорода имеет относительную массу $\mu^*_{\text{к1}} = 0{,}415$, $\mu^*_{\text{к1}}\mu^*_{\text{к2}} = 0{,}415 \times 0{,}245 = 0{,}102$ соответственно и обеспечивает полезную нагрузку $\mu_{\text{п н}} = 1{,}20\,\%$ (точка на кривой *2* при $N = 1$ на рис. 5.1.13). Таким образом, трехкомпонентный ЛА в данном примере обеспечивает бóльшую полезную нагрузку, чем одноступенчатый на керосине–кислороде ($\mu_{\text{п н}} = 0{,}16\,\%$) или водороде–кислороде ($\mu_{\text{п н}} = 0{,}12\,\%$ табл. 5.1.6). Однако преимущества трехкомпонентного ракетного блока начинают сказываться при значении характеристической скорости, превышающем в нашем примере (5.1.69) $v_{\text{хар}} \geq c_2 \ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - c_2 \ln(1 - c_2 / c_2) = 6\,316$ м/с.

Следовательно, для двухступенчатого ЛА с характеристической скоростью у каждой ступени 4 700 м/с применение третьего компонента на ракетных блоках нецелесообразно. Для последующего анализа рассматриваем РБ со следующими компонентами:

двухступенчатый с водородом в качестве горючего на первой и второй ступени ($\mu_{\text{п н}} = 6{,}48\,\%$);

двухступенчатые с керосином в качестве горючего на первой и второй ступени ($\mu_{\text{п н}} = 5{,}25\,\%$);

одноступенчатый с тремя компонентами ($\mu_{\text{п н}} = 1{,}20\,\%$).

Сопоставим габаритные ограничения при перевозке по железной дороге и потребные объемы вариантов ЛА в сборе.

Предельная длина изделия при перевозке 25 м и поперечный размер до 4,1 м соответствуют объему $25 \cdot 4{,}1^2(\pi / 4) \approx 330$ м^3.

Объем топливных отсеков одноступенчатого варианта $V^{(1)} = \dfrac{M_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}}\left[\dfrac{1-\mu^*_{\text{к1}}}{\gamma_{\text{к-к}}} + \mu^*_{\text{к1}}\dfrac{1-\mu^*_{\text{к2}}}{\gamma_{\text{в-к}}}\right]$, двухступенчатого варианта $V^{(2)} = \dfrac{M_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}}\left[\dfrac{1-\mu^*_{\text{к1}}}{\gamma_1} + \mu^*_{\text{к1}}\dfrac{1-\mu^*_{\text{к2}}}{\gamma_2}\right]$, где γ_1, γ_2 соответствуют плотности применяемой пары компонентов на ступени.

Результаты расчетов объемов топливных отсеков приведены в табл. 1.5.7.

Поскольку ЛА объемом более 330 м^3 в железнодорожном вагоне не размещается, то согласно табл. 5.1.7 для дальнейшего рассмотрения остаются третий и четвертый варианты ЛА только в двухступенчатом исполнении, причем водородную вторую ступень целесообразно уменьшить даже ценой некоторого увеличения стартовой массы ЛА. Таким образом, определен диапазон параметрических исследований двухступенчатого варианта ЛА с водородом на второй ступени по соотношению ступеней $\mu_{\text{п н1}}$ в сторону значений меньших, чем оптимальное, для получения $\max \mu_{\text{п н}}$.

Для параметрических исследований отобранных вариантов ЛА необходимо также определить диапазоны для значений начальных перегрузок. В данном примере для оставшихся к дальнейшему анализу вариантов ЛА значения начальных перегрузок ступеней в момент разделения в зависимости от крутизны траектории, определяемых по формулам (5.1.59) и (5.1.61) в предположении $k_1 \approx k_2 \approx 0$, представлены в табл. 5.1.8.

Начальные перегрузки ступеней связаны с крутизной траектории в момент разделения ступеней (табл. 5.1.8). Наилучшее значение крутизны в указанный момент обеспечивает максимальную полезную нагрузку $\max \mu_{\text{п н}} = \max\limits_{\sin\theta_1}\left[\left(\mu^0_{\text{п н1}} - \dfrac{\beta_1 n_1}{1-\alpha_1}\right)\left(\mu^0_{\text{п н2}} - \dfrac{\beta_2 n_2}{1-\alpha_2}\right)\right]^{\sin\theta_1}$.

Условие экстремума:

$$\frac{\partial \mu_{\text{п н}}}{\partial \sin\theta_1} = -\frac{\beta_1}{1-\alpha_1}\frac{\partial n_1}{\partial \sin\theta_1}\mu_{\text{п н2}} - \frac{\beta_2}{1-\alpha_2}\frac{\partial n_2}{\partial \sin\theta_2}\mu_{\text{п н1}} = 0. \quad (5.1.70)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.1.7. Объемы топливных отсеков рассматриваемых вариантов ЛА

№ п/п	Вариант ЛА	Стартовая масса, т	Объем топливных отсеков, м^3
1	Одноступенчатый трехкомпонентный	833	1230
2	Двухступенчатый с водородом на первой и второй ступени в качестве горючего	154	359
3	Двухступенчатый с керосином на первой и водородом на второй ступени в качестве горючего	190	225
4	Двухступенчатый с керосином на первой и второй ступени в качестве горючего	244	214

5.1.8. Влияние крутизны траектории на начальные перегрузки ступеней в момент разделения

Зависимость начальной перегрузки от крутизны	Вариант ЛА	
	Горючее — керосин на первой и на второй ступени	Горючее — керосин на первой и водород на второй ступени
Для первой ступени	$n_1 = 3{,}58(\sin\theta_1)^{-1/2}$	$n_1 = 3{,}74(\sin\theta_1)^{-1/2}$
Для второй ступени	$n_2 = 0{,}259(\sin\theta_1)^{-1}$	$n_2 = 0{,}278(\sin\theta_1)^{-1}$

Подстановка в (5.1.70) численных значений из табл. 5.1.5 и 5.1.8 определяет оптимальную крутизну в момент разделения для вариантов к-к и в-к и соответствующие начальные перегрузки ступеней:

$$\sin\theta_{1\,к\text{-}к} = 0{,}276; \quad \theta_{1\,к\text{-}к} = 16°;$$
$$\sin\theta_{1\,в\text{-}к} = 0{,}400; \quad \theta_{1\,в\text{-}к} = 23°;$$
$$n_{1\,к\text{-}к} = 1{,}9; \quad n_{2к\text{-}к} = 0{,}9;$$
$$n_{1\,в\text{-}к} = 2{,}4; \quad n_{1\,в\text{-}к} = 0{,}7.$$

Полученные значения основных проектных параметров следует рассматривать как ориентировочные для назначения диапазонов при параметрических расчетах, целью которых является окончательный отбор вариантов ЛА и оценка возможностей его улучшения ценой некоторого снижения относительной полезной нагрузки. Применительно к рассматриваемым примерам предстоит выбрать окончательный вариант ЛА для выведения полезной нагрузки из двух, отличающихся горючим на второй ступени (табл. 5.1.7).

Вариант с водородом в качестве горючего на второй ступени имеет бóльшие габариты, и в ходе параметрических расчетов предстоит оценить, насколько можно изменить соотношение ступеней в целях уменьшения габаритов без заметного снижения полезной нагрузки.

Фактор, влияющий на выбор варианта с водородом на второй ступени, — меньшие удельные затраты выведения на орбиту ИСЗ по критерию (5.1.26). Однако следует проверить, сохранится ли его преимущество перед вариантом керосин–кислород во всем диапазоне целесообразных изменений основных проектных параметров. Для этого понадобится более строгий математический аппарат, чем использованный ранее. Принятое выше допущение о постоянстве характеристической скорости при выполнении заданных ЛТХ вариантами ЛА с различными проектными параметрами придется уточнить, поскольку возможный диапазон изменения $v_{хар} \pm 10\,\%$. В рассмотренных примерах возможный диапазон изменения $v_{хар} = 9{,}4(1{,}0 \pm 0{,}1) = 8{,}9...10{,}0$ км/с.

Параметрический анализ основных характеристик летательного аппарата при заданных ЛТХ

Для параметрического анализа воспользуемся решениями дифференциальных уравнений движения ЛА с выполнением краевых условий выведения на заданную орбиту или траекторию полета для БР.

Поскольку в основе решения — численное интегрирование, применение ЭВМ при параметрическом анализе неизбежно и наиболее эффективно. Так, использование малых и микроЭВМ с производительностью

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

200 тыс. операций в секунду позволяет выполнить параметрический анализ за несколько минут счетного времени при условии применения упрощенных уравнений движения и рациональных приемов решения краевых задач.

Рекомендуется следующая система уравнений движения на активном участке:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{\partial \nu}{\partial \mu} = -\frac{c}{n\mu}\left\{\frac{n}{\lambda}[\lambda-(\lambda-1)\bar{p}]\cos\alpha - \frac{c_{x_a}\rho\nu^2}{2p_M}\right\} + \frac{c}{n}\sin\theta;\\
&\nu\frac{\partial\theta}{\partial\mu} = -\frac{c}{n\mu}\frac{n}{\lambda}[\lambda-(\lambda-1)\bar{p}]\sin\alpha + \\
&+\frac{c}{n}\left[1-\frac{\nu^2}{g_0(R+H)}\right]\cos\theta;\\
&\frac{\partial L}{\partial\mu} = -\frac{n}{\lambda}\frac{\nu R}{g_0(R+H)}\cos\theta;\\
&\frac{\partial H}{\partial\mu} = -\frac{c\nu}{ng_0}\sin\theta;\\
&\frac{\partial t}{\partial\mu} = -\frac{c}{ng_0},
\end{aligned}\right\} \qquad (5.1.71)$$

где ν и θ — скорость и угол ее наклона к местному горизонту соответственно; n и c — пустотные начальные перегрузки и скорость истечения струи, $c = g_0 p_{\text{уд п}}$; λ — высотность двигателя ($\lambda = P_n / P_0$); $\bar{p}$ — относительное давление на высоте; α — угол атаки; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления, задаваемый полиномом в функции безразмерной скорости $M = \nu / a$ и высоты H; ρ — плотность стандартной атмосферы; p_M — нагрузка на мидель; $R = 6\,371{,}1$ км — радиус Земли; H и L — высота полета и дальность по поверхности Земли соответственно.

Угол атаки на участке полета первой ступени

$$\alpha = \begin{cases} 0; & M < 0{,}05;\\ A(M-0{,}05)^3(M-0{,}8)^2; & 0{,}05 \le M \le 0{,}8;\\ 0; & M > 0{,}8. \end{cases}$$

На участке полета второй и последующих ступеней $\alpha = \vartheta_0 - \dot{\vartheta}(t - t_1) - \theta$, где t_1 — момент отделения первой ступени.

В ходе численного интегрирования системы (5.1.71) необходимо удовлетворить четыре краевых условия:

интегрирование прекращается при значении $\mu_к$, соответствующем конечной скорости $\nu_к$ для выполнения ЛТХ (см. п. 5.1.1);

высоту $H_к$ и угол ее наклона $\theta_к$ в конце активного участка обеспечить подбором сочетания ϑ_0 и $\dot{\vartheta}$;

параметр A подобрать из условия $\max \mu_к$, что обеспечит наилучшую программу угла тангажа в целом.

Результаты параметрических расчетов вариантов ЛА с исходными данными, принятыми в рассматриваемых примерах при выведении на круговую орбиту высотой 180 км со средних широт в восточном направлении, получены интегрированием (5.1.27). По этим результатам можно судить о хорошем совпадении полученных ОПП с оптимальными для обеспечения максимальной относительной полезной нагрузки, в частности, для вариантов с водородом на второй ступени оптимальные значения параметров следующие:

начальные перегрузки $n_1 = 2{,}4$; $n_2 = 0{,}9$ (соответственно проектные 2,4 и 0,7);

относительные конечные массы ступеней $\mu_{к1} = 0{,}30$; $\mu_{к2} = 0{,}35$ (соответственно проектные 0,30 и 0,32);

крутизна траектории в момент разделения ступеней $\theta_{к1} = 20°$ (23°).

Для того же варианта ЛА на рис. 5.1.14 приведены зависимости относительной полезной нагрузки $\mu_{\text{п н}}$, объема топливных отсеков V

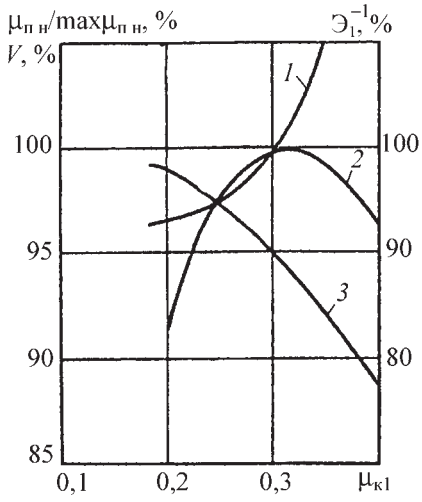


Рис. 5.1.14. Влияние относительной конечной массы первой ступени $\mu_{к1}$ двухступенчатого РН на суммарный объем топливных отсеков V (кривая *1*), относительную массу полезной нагрузки $\mu_{пн} / \max\mu_{пн}$ (кривая *2*) и зависимость критерия экономичности $\tilde{Э}_1^{-1}$ от $\mu_{к1}$ (кривая *3*)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

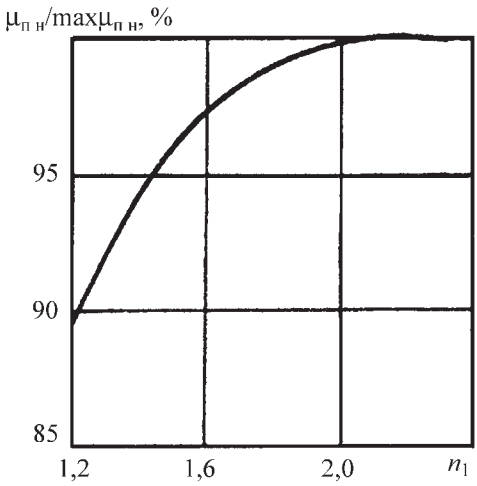


Рис. 5.1.15. Зависимость относительной массовой отдачи от начальной перегрузки первой ступени РН

и критерия экономичности $\widetilde{Э}_1^{-1}$ от относительной конечной массы ступени $\mu_{к1}$.

На рис. 5.1.15 и 5.1.16 представлены зависимости относительной массовой отдачи от начальной перегрузки первой и второй ступеней РН. Из рис. 5.1.15 и 5.1.16 следует, что начальные перегрузки ступеней, следовательно, и размерности их ДУ могут быть снижены на 20... 30 % практически без ущерба для качеств ЛА.

Согласно рис. 5.1.14 уменьшение конечной массы первой ступени на 20 % сокращает объем топливных отсеков на 3 % при снижении полезной нагрузки всего на 2,5 %.

Не менее важно и то обстоятельство, что удельные затраты $\widetilde{Э}_1$ выведения полезной нагрузки на орбиту (критерий(5.1.26)) при этом даже уменьшаются до известного предела (рис. 5.1.17). Практически во всем целесообразном диапазоне изменения соотношения ступеней вариант с водородом на второй ступени (кривая *1*) более экономичен, чем вариант с керосином на обеих ступенях (кривая *2*).

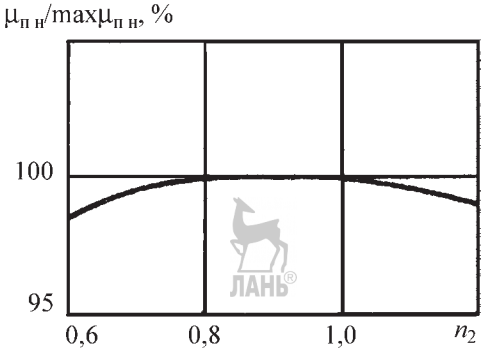


Рис. 5.1.16. Зависимость относительной массовой отдачи от начальной перегрузки второй ступени РН

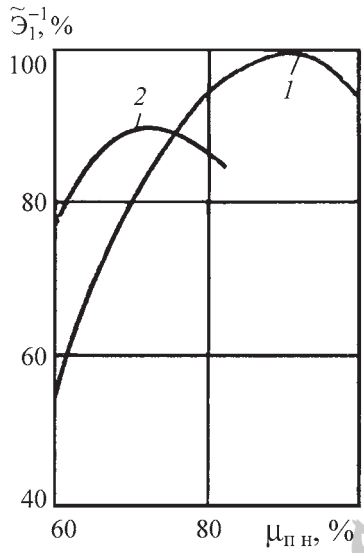


Рис. 5.1.17. Зависимость удельных затрат $\widetilde{Э}_1$ от относительной массы полезной нагрузки $\mu_{п\,н}$ при следующих компонентах топлива:
1 — водород–кислород на второй ступени и керосин–кислород на первой; *2* — керосин–кислород на обеих ступенях

Таким образом, для решения поставленной транспортной задачи из рассмотренных вариантов и при принятых исходных данных предпочтителен двухступенчатый носитель с компонентами топлива керосин–кислород на первой ступени и водород–кислород на второй.

Результаты параметрических расчетов могут служить также справочным материалом для сравнительного анализа влияния основных параметров на качество двухступенчатых носителей.

Определение массоэнергетических объемно-габаритных характеристик по основным проектным параметрам и уточнение исходных данных

Определение массоэнергетических и объемно-габаритных характеристик по основным проектным параметрам первого приближения необходимо для выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем БР или РН, а также

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

для выбора состава бортовых ДУ и систем, обеспечивающих их нормальное функционирование.

Компоновочная и конструктивно-силовая схемы позволяют подтвердить правомерность ранее использованных статистических исходных данных по аналогам для определения ОПП или откорректировать значения исходных данных в соответствии с выявленными особенностями и размерностью разрабатываемой БР или РН.

Поэтому даже для предварительных компоновочной и конструктивно-силовой схем необходимы конкретные данные по объемам, габаритам и ряду других характеристик изделия, соответствующих предусмотренной техническим заданием массе полезной нагрузки $M_{\text{п н}}^{\text{т з}}$.

Поскольку в процессе выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем возможны изменения исходных данных, то на основании опыта проектирования БР и РН принимается 10...20-процентный резерв по массе полезной нагрузки, что соответствует ~3...5-процентному резерву по габаритам. Данный резерв позволяет компенсировать неопределенности исходных данных без изменения основных проектных характеристик. Таким образом, компоновочную и конструктивно-силовую схемы разрабатывают, исходя из полезной нагрузки изделия:

$$M_{\text{п н}} = (1{,}1...1{,}2) M_{\text{п н}}^{\text{т з}}, \qquad (5.1.72)$$

основных проектных параметров N, $\mu_{\text{п н}\,i}$, n_{0i}, $p_{\text{уд п}\,i}$ и исходных данных $a_{\text{т о}\,i}$, $a_{\alpha i}$, $a_{\text{с у}\,i}$, γ_i, $p_{\text{к}\,i}$, p_{Ai}, $\rho_{\text{о к}\,i}$, $\rho_{\text{гор}\,i}$, K_i. Здесь и далее индекс i относится к ступени БР или РН (i = 1, 2, ..., N); K_i, $\rho_{\text{ок}\,i}$, $\rho_{\text{гор}\,i}$ — соотношение и плотность расходуемых компонентов при давлениях в камере сгорания $p_{\text{к}\,i}$ и на срезе сопла p_{Ai}, соответствующих удельному импульсу ступени $p_{\text{уд п}\,i}$, $a_{\text{т о}\,i}$, $a_{\alpha i}$, $a_{\text{с у}\,i}$, γ_i — удельные конструктивно-массовые характеристики топливного отсека, хвостовых и прочих отсеков, СУ и ДУ.

Определение массоэнергетических и объемно-габаритных характеристик БР и РН, а также сопоставление основных компоновочных и конструктивно-силовых решений хорошо поддается автоматизации современными ЭВМ с графовизуальными терминалами в режиме диалога с проектантом.

Определим массоэнергетические и объемно-габаритные характеристики по основным проектным параметрам. Масса первой ступени при старте

$$M_{01} = M_{\text{п н}} \prod_{i=1}^{N} \mu_{\text{п н}\,i}^{-1}; \qquad (5.1.73)$$

масса топлива РБ первой ступени

$$m_{t1} = M_{01}(1-\mu_{\text{к1}}) = M_{01}[(1-\mu_{\text{к1}})(1-\alpha_1) - \beta_1 n_1], \qquad (5.1.74)$$

конечная масса РБ первой ступени

$$m_{\text{к1}} = M_{01}(\mu_{\text{к1}} - \mu_{\text{пн1}}) = M_{01}[(1-\mu_{\text{пн1}})\alpha_1 + \beta_1 n_1], \qquad (5.1.75)$$

в том числе массы топливного отсека, переходного и хвостового отсеков, СУ, ДУ:

$$m_{\text{т о1}} = a_{\text{т о1}} m_{t1} = \frac{\alpha_{\text{т о1}}}{1-\alpha_{\text{т о1}}} m_{t1}, \qquad (5.1.76)$$

$$m_{\sigma 1} = a_{\sigma 1} m_{01} = \frac{\alpha_{\sigma 1}}{1-\alpha_{\text{то1}}} (m_{t1} + m_{\text{к1}}), \qquad (5.1.77)$$

$$m_{\text{с у1}} = a_{\text{с у1}} m_{01} = \frac{\alpha_{\text{с у1}}}{1-\alpha_{\text{т о1}}} (m_{t1} + m_{\text{к1}}), \qquad (5.1.78)$$

$$m_{\text{ду1}} = \gamma_1 P_{n1} = \frac{\beta_1}{1-\alpha_{\text{т о1}}} g_0 M_{01} n_1, \qquad (5.1.79)$$

где

$$\alpha_1 = \alpha_{\text{т о1}} + \alpha_{\sigma 1} + \alpha_{\text{с у1}}. \qquad (5.1.80)$$

Масса полезной нагрузки первой ступени, отличающаяся от стартовой массы второй ступени на величину масс достартового расхода и сбрасываемых элементов $\Delta M_{02}^{\text{дост}}$:

$$M_{02} = M_{01}\mu_{\text{п н1}} - \Delta M_{02}^{\text{дост}}. \qquad (5.1.81)$$

Аналогичные характеристики второй и последующих ступеней определяются по формулам (5.1.74)–(5.1.81) после замены индекса 1 индексами 2, ..., N соответственно.

Пустотная тяга двигателей первой ступени

$$P_{\text{п1}} = g_0 M_{01} n_1. \qquad (5.1.82)$$

Земная тяга двигателей первой ступени

$$P_{01} = P_{\text{п1}} - S_a n_{\text{дв1}} p_0, \qquad (5.1.83)$$

где S_a — площадь среза сопла двигателя; $n_{\text{дв}}$ — число двигателей в составе ДУ; p_0 — давление атмосферы у Земли.

Объем полезной нагрузки БР с разделяющимися головными блоками или РН при средней плотности, по статистическим данным, $\rho_{\text{п н}}$ = 0,15...0,30 т/м^3 равен

$$V_{\text{п н}} = M_{\text{п н}} / \rho_{\text{п н}}. \qquad (5.1.84)$$

Объем приборного отсека последней ступени БР или РН при плотности компоновки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

приборов управления, по статистическим данным, $\rho_{су} = 0{,}15...0{,}30$ т/м^3 равен

$$V_{су\,N} = m_{су\,N} / \rho_{су}. \qquad (5.1.85)$$

Объем топливного отсека последней ступени:

$$V_{то\,N} = m_{т\,N} / (\rho_{т\,N} k_{т\,N}) = m_{т\,N} \frac{\dfrac{K_N}{\rho_{ок\,N}} + \dfrac{1}{\rho_{гор\,N}}}{k_{т\,N}(K_N + 1)}. \qquad (5.1.86)$$

Объем ДУ последней ступени:

$$V_{ду\,N} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{ду\,N}. \qquad (5.1.87)$$

Объем переходного отсека между последней ступенью и РБ предшествующей ступени:

$$V_{по\,N} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{по\,N}. \qquad (5.1.88)$$

Аналогичные характеристики предшествующей $N - 1$ и предыдущих ступеней определяются по приведенным формулам (5.1.86)–(5.1.88) заменой индекса N индексами $N - 1$, ..., 1.

Суммарный объем БРи РН составит

$$V = V_{пн} + V_{су} + \sum_{i=1}^{N} (V_{то\,i} + V_{ду\,i} + V_{по\,i}). \qquad (5.1.89)$$

Значения объемов, определяемые по формулам (5.1.86)–(5.1.89), зависят от коэффициентов плотности компоновки топливных отсеков $k_{то\,i}$, габаритов ДУ, в частности длины $l_{ду\,i}$ и диаметра d_i хвостового отсека, способа разделения ступеней, определяющего длину переходных отсеков $l_{по\,i}$.

Остановимся на плотности компоновки топливных отсеков. Объемы топливных отсеков РБ складываются из суммы объемов:

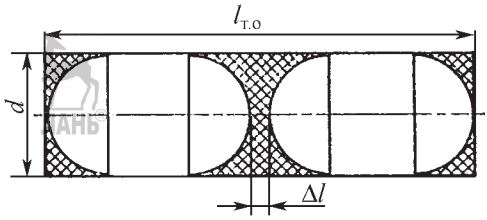


Рис. 5.1.18. Компоновочная схема для определения коэффициентов заполнения компонентами моноблочного цилиндрического топливного отсека с разъединенными баками с полусферическими днищами

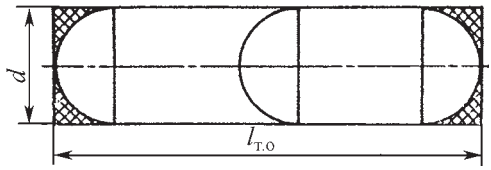


Рис. 5.1.19. Компоновочная схема для определения коэффициентов заполнения компонентами моноблочного цилиндрического топливного отсека с совмещенными днищами баков

$$V_{то\,i} = V_{ок\,i} + V_{бг\,i} + \Delta V_{по\,i}; \qquad (5.1.90)$$

$$V_{бок\,i} = V_{ок\,i} + \Delta V_{ок\,i} + \Delta V_{бок\,i}; \qquad (5.1.91)$$

$$V_{бг\,i} = V_{г\,i} + \Delta V_{г\,i} + \Delta V_{бк\,i}, \qquad (5.1.92)$$

где $\Delta V_{то\,i}$ — межбаковые и другие объемы, входящие в топливный отсек (рис. 5.1.18, 5.1.19); $V_{ок\,i}$, $V_{г\,i}$ — объемы рабочих запасов окислителя и горючего; $V_{ок\,i} = \dfrac{m_{ок\,i}}{\rho_{ок\,i}} = \dfrac{m_{Ti}}{\rho_{ок\,i}} \dfrac{K_i}{K_i + 1}$ и $V_{г\,i} = \dfrac{m_{г\,i}}{\rho_{г\,i}} = \dfrac{m_{Ti}}{\rho_{г\,i}} \dfrac{K_i}{K_i + 1}$; $\Delta V_{ок\,i}$ и $\Delta V_{г\,i}$ — дополнительные объемы для размещения гарантийных запасов, остатков незабора компонентов; $\Delta V_{бок\,i}$ и $\Delta V_{бг\,i}$ — дополнительные объемы для создания газовых подушек и для прочих внутрибаковых устройств, обеспечивающих нормальную работу двигателей.

Введем коэффициенты, характеризующие заполнение компонентами объемов баков

$$k_{бок\,i} = \frac{V_{ок\,i} + \Delta V_{ок\,i}}{V_{бок\,i}}; \qquad k_{бг\,i} = \frac{V_{г\,i} + \Delta V_{г\,i}}{V_{бг\,i}}, \qquad (5.1.93)$$

степень использования объема для размещения рабочего запаса топлива

$$k_{пок\,i} = \frac{V_{ок\,i}}{V_{бок\,i} + \Delta V_{ок\,i}} = \frac{V_{ок\,i}}{V_{бок\,i} k_{бок\,i}}; \qquad k_{иг\,i} = \frac{V_{г\,i}}{V_{бг\,i} + \Delta V_{г\,i}} = \frac{V_{г\,i}}{V_{бг\,i} k_{бг\,i}}, \qquad (5.1.94)$$

конструктивное совершенство топливного отсека

$$k_{к\,i} = \frac{V_{бок\,i} + V_{бг\,i}}{V_{то\,i}}, \qquad (5.1.95)$$

степень использования объема топливного отсека для размещения рабочего запаса топлива

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$k_{т\,о\,i}=\frac{V_{ок\,i}+V_{г\,i}}{V_{т\,о\,i}}=\frac{(V_{ок\,i}+V_{г\,i})(V_{б\,ок\,i}+V_{б\,г\,i})}{V_{т\,о\,i}(V_{б\,ок\,i}+V_{б\,г\,i})}=$$

$$=k_{к\,i}\frac{V_{ок\,i}+V_{г\,i}}{\dfrac{V_{ок\,i}}{k_{и\,ок\,i}k_{б\,ок\,i}}+\dfrac{V_{г\,i}}{k_{и\,г\,i}k_{б\,г\,i}}}. \qquad (5.1.96)$$

На первом этапе определения объема топливного отсека можно принять $k_{и\,ок\,i}k_{б\,ок\,i}=k_{и\,г\,i}k_{б\,г\,i}=k_{и\,i}k_{б\,i}=0{,}97$ с последующим их уточнением.

Тогда

$$k_{т\,о\,i}=k_{к\,i}k_{и\,i}k_{б\,i}, \qquad (5.1.96а)$$

объем топливного отсека определится (5.1.86).

Коэффициенты конструктивного совершенства $k_{к\,i}$ зависят от компоновки и форм баков топливных отсеков.

Для компоновочной схемы с моноблочным цилиндрическим топливным отсеком и разъединенными баками компонентов с полусферическими днищами (рис .5.1.18):

$$k_{к\,i}=1-\frac{\Delta V_{т\,о\,i}}{V_{т\,о\,i}}=1-4\frac{2\left(\dfrac{\pi}{4}d_i^3-\dfrac{\pi}{6}d_i^3\right)}{\dfrac{\pi}{4}d_i^3\lambda_{т\,о\,i}}=1-\frac{2}{3\lambda_{т\,о\,i}}, \qquad (5.1.97)$$

где $\lambda_{т\,о\,i}$ — удлинение топливного отсека, которое не может быть меньше 2. Диапазон изменения коэффициента для рассматриваемого топливного отсека составляет $1>k_{к\,i}\ge 2/3$.

Аналогичная компоновочная схема топливного отсека, но с совмещенными днищами (рис. 5.1.19) баков окислителя и горючего обладает вдвое меньшими объемами $\Delta V_{т\,о\,i}$:

$$k_{к\,i}=1-\frac{1}{3\lambda_{т\,о\,i}}. \qquad (5.1.98)$$

Минимально возможное удлинение такого топливного отсека $\lambda_{т\,о\,i}\ge 5/3$, а диапазон изменения $1>k_{к\,i}\ge 0{,}8$.

Для компоновочной схемы топливного отсека с усеченными полусферическими днищами и разъединенными баками:

$$k_{к\,i}=1-\frac{\Delta V_{т\,о\,i}}{V_{т\,о\,i}}=$$

$$=1-4\frac{2\left(\dfrac{\pi}{8}\dfrac{d_i^3}{\sin\varphi}-\dfrac{\pi}{12}\dfrac{d_i^3}{\sin^3\varphi}\right)[1-\cos\varphi]}{\dfrac{\pi}{4}d_i^3\lambda_{т\,о\,i}}=$$

$$=1-\frac{1-\cos\varphi}{\lambda_{т\,о\,i}}\left(\frac{2}{\sin\varphi}-\frac{4}{3\sin^3\varphi}\right), \qquad (5.1.99)$$

поскольку объем шарового сектора равен $V_{ш\,i}=\frac{2}{3}\pi r_i^2h_i=\frac{2}{3}\pi\frac{d_i^2}{(2\sin\varphi)^2}\frac{d_i}{2\sin\varphi}[1-\cos\varphi]=\frac{1}{12}\pi\frac{d_i^3}{\sin^3\varphi}\times$ $\times[1-\cos\varphi]$, а объем части топливного отсека h равен

$$V_{ш\,i}=\frac{\pi}{4}d_i^2h_i=\frac{\pi}{4}d_i^2\frac{d_i}{2\sin\varphi}[1-\cos\varphi]=\frac{\pi}{8}\frac{d_i^3}{\sin\varphi}[1-\cos\varphi].$$

Совмещение днищ баков окислителя и горючего вдвое уменьшает неиспользуемые объемы $V_{т\,о\,i}$:

$$k_{к\,i}=\frac{1-\cos\varphi}{\lambda_{т\,о\,i}}\left(\frac{1}{\sin\varphi}-\frac{2}{3\sin^3\varphi}\right). \qquad (5.1.100)$$

При увеличении угла, характеризующего степень усечения полусферических днищ, до $\varphi=\pi/2$ (5.1.99) и (5.1.100) совпадут с (5.1.97) и (5.1.98).

Выбор той или иной компоновочной схемы ракетного блока определяет объем отсека ДУ (5.1.87), зависящий от диаметра топливного отсека d_i^2 и длины одиночного двигателя $l_{ду\,i}$.

Характерный размер ЖРД — длина соплового аппарата l_c. В тех ситуациях, когда габариты двигателя окончательно не установлены, полная длина одиночного двигателя от среза сопла до опорных пят моторной рамы в первом приближении может быть определена по формуле

$$l_{д\,у\,i}=2l_{с\,i}\ \ (i=1,\ 2,\ ...,\ N). \qquad (5.1.101)$$

В свою очередь размеры соплового аппарата зависят при выбранных компонентах топ-

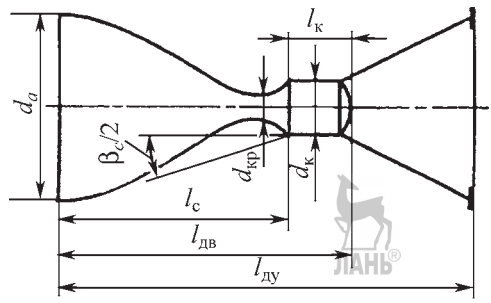


Рис. 5.1.20. Определение объема двигательного отсека по габаритам соплового аппарата

лива и, соответственно, удельном импульсе от давления в камере сгорания $p_{к\,i}$, давления на срезе сопла $p_{A\,i}$ и среднего угла раствора сопла β_c (рис. 5.1.20):

$$l_{c\,i} = \frac{S_{Ai}^{1/2} - S_{кр\,i}^{1/2}}{\pi^{1/2}(\beta/2)}, \qquad (5.1.102)$$

где S_{Ai} и $S_{кр\,i}$ — площадь среза сопла и площадь критического сечения соответственно, связанные [3] соотношением

$$S_{Ai} = S_{кр\,i}\sqrt{\frac{\frac{n-1}{2}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_{Ai}}{p_{к\,i}}\right)^{2/n} - \left(\frac{p_{Ai}}{p_{к\,i}}\right)^{(n+1)/n}}} \approx$$

$$\approx S_{кр\,i}\left(0{,}11\frac{p_{к\,i}}{p_{Ai}} + 0{,}8\right); \quad n = 1{,}2. \qquad (5.1.103)$$

Площадь критического сечения определяется характеристикой топлива $\beta_т$ (для ЖРД $\beta_т$ = 180±20 с), секундным расходом одного двигателя $P_{п\,i}/(n_{дв\,i}p_{уд\,i})$ и давлением в камере сгорания:

$$S_{кр\,i} = \beta_т P_{п\,i}/(p_{к\,i}n_{дв\,i}p_{уд\,i}). \qquad (5.1.104)$$

Подстановка соотношений (5.1.104) и (5.1.103) в (5.1.102), а также численных значений $\beta_т$ = 180 с и $\beta_c = 40°$ дает

$$l_{c\,i} - \sqrt{\frac{S_{кр\,i}}{\pi}}\frac{1}{\sin 20°}\left[\sqrt{0{,}11\frac{p_{к\,i}}{p_{Ai}}} + 0{,}8 - 1\right] \approx$$

$$\approx \frac{1}{\sin 20°}\sqrt{\frac{S_{кр\,i}}{\pi}}\sqrt{0{,}11\frac{p_{к\,i}}{p_{Ai}}} = \frac{1}{0{,}36}\sqrt{\frac{180P_{п\,i}0{,}11}{\pi p_{Ai}n_{дв\,i}p_{уд\,i}}} =$$

$$= 7{,}0\sqrt{\frac{P_{п\,i}}{\pi p_{Ai}n_{дв\,i}p_{уд\,i}}}, \qquad (5.1.105)$$

где $l_{c\,i}$ измеряется в метрах, $p_{уд\,i}$ — в секундах, p_{ai} — в паскалях.

Диаметр среза сопла должен укладываться в обводы топливного отсека $d_i \geq d_{ai}$:

$$d_a = 2l_c\,\mathrm{tg}\,(\beta_c/2) = 0{,}72l_c, \qquad (5.1.106)$$

при многодвигательной силовой установке:

$$d_i \geq d_{Ai}\left[\frac{1}{\sin(\pi/n_{дв\,i})} + 1\right]. \qquad (5.1.107)$$

При выполнении этих условий объем отсека ДУ того же диаметра, что и диаметр топливного отсека, в соответствии с (5.1.87), (5.1.101) и (5.1.105) равен

$$V_{ду\,i} = 3{,}5\pi d_i^2\sqrt{\frac{P_{п\,i}}{p_{Ai}n_{дв\,i}p_{уд\,i}}}. \qquad (5.1.108)$$

С увеличением количества двигателей в составе силовой установки при неизменном диаметре d_i возрастают плотность компоновки, тяга, снимаемая с единицы объема двигательного отсека.

Так, с учетом (5.1.107) отношение тяги на единицу объема многодвигательной установки к тяге на единицу объема силовой установки с единичным ЖРД в зависимости от $n_{дв}$ равно $\xi = \frac{[P/V]_{n_{дв}>1}}{[P/V]_{n_{дв}=1}} = \frac{n_{дв}}{\frac{1}{\sin(\pi/n_{дв\,i})} + 1}$ или для ряда целочисленных значений $n_{дв}$ = 1, 3, 5, 7, ξ = = 100, 140, 185, 212 % соответственно.

Объемы переходных отсеков между ракетными блоками ступеней определяются способом разделения: при «холодном» разделении сопло двигателя последующей и днище бака предыдущей ступеней компонуются с минимальным зазором $l_{п\,о} \to 0$, при «горячем» разделении указанный зазор должен обеспечить площадь растекания газов не менее площади среза сопла:

$$S_A = \frac{\pi}{4}d_A^2 \leq \pi d_A l_{по},\ l_{по} \geq 0{,}25d_A; \qquad (5.1.109)$$

$$V_{п\,о\,i} = \frac{\pi}{16}d_i^2 d_{Ai}\ (i = 1, 2, \ldots, N-1). \qquad (5.1.110)$$

На рис. 5.1.21 представлено влияние способа разделения и формы днища отделяемого ракетного блока на габариты переходного отсека.

Формулы (5.1.72)–(5.1.110) позволяют по основным проектным параметрам рассчитать массоэнергетические и объемно-габаритные данные ракеты с конкретным значением полезной нагрузки и представить результаты расчетов в виде компоновочной и конструктивно-силовой схем непосредственно на визуально-графических терминалах для быстрого восприятия проектантом в режиме непосредственного диалога.

Логическая последовательность принятия решений проектантом в общем случае начинается с оценки простейших компоновочных и конструктивно-силовых схем БР и РН с моноблочными ступенями поперечного деления.

Из опыта проектирования следует, что критериям эффективности (5.1.26)–(5.1.28) наи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

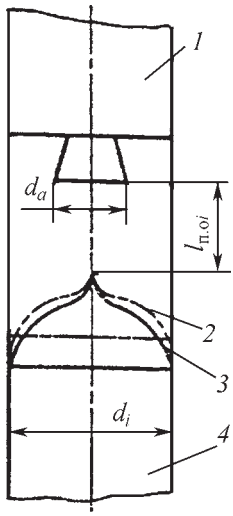


Рис. 5.1.21. Влияние способа разделения и формы днища отделяемого ракетного блока на габариты переходного отсека:
1 — отделяемая ступень; *2* — форма днища при холодном разделении; *3* — форма днища при горячем разделении; *4* — отделяемый ракетный блок; $l_{\text{по}}$ — минимальная длина переходного отсека *i*-ступени; d_i и d_a — диаметры ступени и среза сопла соответственно

лучшим образом отвечают моноблочные компоновки с удлинениями λ от 8 до 12 в зависимости от конкретных условий полета, особенностей полезной нагрузки, типа двигателей и т.д.

Задаваясь несколькими значениями удлинения наиболее габаритного топливного отсека первой ступени $\lambda_{\text{т o1}}$ в диапазоне $\lambda_{\max}/2 \geq \geq \lambda_{\text{т o1}} \geq \lambda_{\min}/2$ и вариантом компоновки топливных отсеков, определяют соответствующие диаметр d_1, суммарный объем БР или РН и удлинение $\lambda = 4V/(\pi d_1^3)$. Для дальнейшего рассмотрения оставляют вариант с удлинением λ в диапазоне от 8 до 12. Возможны следующие ситуации, требующие решения проектанта:

1. Диаметр корпуса d_1 или одновременно диаметр и длина ракеты λd_1 недопустимо велики. Возможное решение заключается в переходе к моноблочным (пакетным) компоновкам с ограничениями по $\max d_1$ или $\max \lambda d_1$. Минимальное число блоков $n_{\text{блок}}$ в составе БР и РН ориентировочно не меньше целочисленного значения:

$$n_{\text{блок}} \geq \tilde{E}\left[\frac{4V}{\pi(\max d_1)^2 \max \lambda d_1} + 1\right]. \qquad (5.1.111)$$

2. Диаметр корпуса d_1 для верхних ступеней БР и РН недопустимо велик, топливные баки вырождаются в чечевицеобразные с низким заполнением объема топливного отсека и, соответственно, низкими удельными конструктивными характеристиками. Возможные решения могут сводиться к совмещению топливного и двигательного отсеков путем установки двигателя в центре торовых баков, совмещения днищ баков окислителя и горючего и т.д.

3. Полученная компоновка не обеспечивает допустимой разбежки центров масс и давления в момент больших скоростных напоров. Как известно, определяющие по величине аэродинамические подъемные силы имеют место на конических участках корпусов БР или РН [4]. Поэтому в качестве грубого приближения для оценки положения центра давления можно воспользоваться условным центром площадей конических участков корпуса S_j:

$$c_d = \frac{\sum_j^k S_j c_j}{\sum_j^k S_j}, \qquad (5.1.112)$$

где k — количество участков; c_j — координата центра площади сечения *j*-го конуса ($j = 1, 2$).

На рис. 5.1.22 представлены этапы предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем (стрелками показаны направления основных силовых потоков).

Момент наибольшего скоростного напора примерно соответствует половине времени активного полета первой ступени, в этот момент положение центра масс должно по возможности совпадать с центром давления c_d, определяемым (5.1.112):

$$c_{\text{т}} = \frac{\sum_p^h m_p c_p}{\sum_p^h m_p}, \qquad (5.1.113)$$

где m_p, c_p — масса отсеков с полными запасами топлива и агрегатов всех ракетных блоков БР или РН и координаты центров их масс соответственно.

Исключение составляет топливный отсек первой ступени, который, как было отмечено, заполнен наполовину. Добиться сближения c_d и $c_{\text{т}}$ возможно изменением конфигурации корпуса, перемещением ракетных блоков в компоновочной схеме, введением стабилизирующих поверхностей и т.д.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

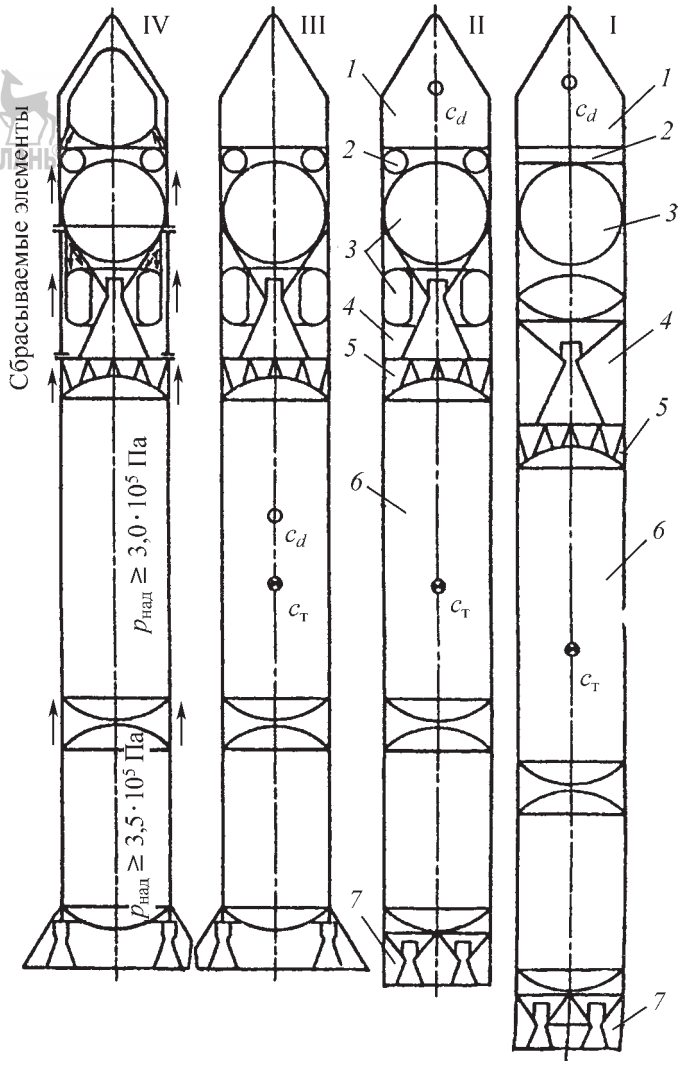


Рис. 5.1.22. Этапы предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем:
I — начальное приближение; II — уплотнение компоновки второй ступени; III — уменьшение аэродинамической неустойчивости; IV — уплотнение конструктивно-силовой схемы; *1* — отсек полезной нагрузки; *2* — приборный отсек; *3* — топливный отсек второй ступени; *4* — двигательный отсек второй ступени; *5* — переходный отсек; *6* — топливный отсек первой ступени; 7 — двигательный отсек первой ступени

Типичные этапы предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем приведены на рис. 5.1.22. На первом этапе начального приближения компоновку БР или РН определяет проектант по габаритам и плотности в процессе визуального наблюдения на экране или чертеже, оценивает приемлемость многоблочных решений для ракетных блоков ступеней (поз. I). Следующим этапом является уплотнение компоновки отдельных ракетных блоков и отсеков (поз. II).

По достижении необходимой плотности компоновок основных отсеков ракеты проектант намечает мероприятия по уменьшению аэродинамической неустойчивости (поз. III).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Заключительный этап предварительной увязки компоновочной схемы — уточнение конструктивно-силовой схемы ракеты с определением основных несущих элементов, мероприятий по их разгрузке, а также отделяемых в ходе полета отсеков и агрегатов (поз. IV).

Пример предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем и выявления необходимости уточнения исходных данных

В качестве примера рассмотрим предварительную увязку компоновочной и конструктивно-силовой схем двухступенчатой ракеты с полезной нагрузкой $M_{\text{пм}} = 10$ т, основными проектными параметрами $\mu_{\text{пн1}} = \mu_{\text{пн2}} = 0{,}20$; $n_{\text{п1}} = 1{,}5$ и $n_{\text{п2}} = 1{,}2$; $p_{\text{удп1}} = 330$ с и $p_{\text{удп2}} = 350$ с.

Удельным импульсам соответствуют давления $p_{\text{к}} = 1{,}5 \cdot 10^7$ Па в камере сгорания и на срезе сопла $p_{\text{a1}} = 0{,}5 \cdot 10^7$ Па и $p_{\text{a2}} = 0{,}1 \cdot 10^5$ Па соответственно, плотность топлива $\rho_{\text{т}} = 1{,}0$ т/м^3 при соотношении заправляемых объемов $K_V = 1{,}8$.

Удельные конструктивные характеристики: $\alpha_{\text{то1}} = \alpha_{\text{то2}} = 0{,}040$; $\alpha_{\sigma 1} = \alpha_{\sigma 2} = 0{,}010$; $\alpha_{\text{су1}} = 0$ и $\alpha_{\text{су2}} = 0{,}0125$; $\beta_1 = 0{,}013$ и $\beta_2 = 0{,}017$; $\rho_{\text{пн}} = 0{,}33$ т/м^3 и $\rho_{\text{су}} = 0{,}40$ т/м^3.

Промежуточные результаты вычислений по формулам (5.1.73)–(5.1.83): для *первой* ступени $M_{01} = 250$ т; $m_{\text{т1}} = 185$ т; $m_{\text{к1}} = 15$ т, в том числе $m_{\text{то1}} = 7{,}71$ т; $m_{\sigma 1} = 2{,}08$ т; $m_{\text{ду1}} = 5{,}21$ т; $P_{\text{п1}} = 3\,800$ кН; $P_{01} = 3\,500$ кН; для *второй* ступени (пренебрегаем достартовым расходом) $M_{02} = 50{,}0$ т; $m_{\text{т2}} = 36{,}5$ т; $m_{\text{к2}} = 3{,}5$ т, в том числе $m_{\text{то2}} = 1{,}52$ т; $m_{\sigma 2} = 0{,}42$ т; $m_{\text{су2}} = 0{,}52$ т; $m_{\text{ду2}} = 1{,}04$ т; $P_{\text{п2}} = 600$ кН.

По (5.1.84)–(5.1.89) определяют объемы применительно к вариантам компоновок с раздельными топливными баками ($\kappa_{\text{к1}} = 0{,}8$; $\kappa_{\text{к2}} = 0{,}7$): для *второй* ступени $V_{\text{пн}} = 30$ м^3; $V_{\text{су}} = 1{,}3$ м^3; $V_{\text{то2}} = 53$ м^3; $V_{\text{по2}} = 0{,}4d^2$ и $V_{\text{ду2}} = 3{,}2d^2$; для *первой* ступени $V_{\text{то1}} = 230$ м^3, $V_{\text{ду1}} = 1{,}4d^2$ и суммарный объем $V = 314 + 5d^2$.

Диаметр корпуса определяется из равенства $314 + 5d^2 = \pi\lambda d^3/4$ и при среднем удлинении $\lambda = 10$ равен 3,6 м.

Приведенные промежуточные результаты лучше всего проектант воспринимает в виде компоновки ракеты начального приближения (рис. 5.1.22, поз. I). Достаточно беглого взгляда, чтобы среди недостатков компоновки начального приближения выделить нерациональное использование объемов ракетного блока второй ступени. Поэтому логично изменить вариант компоновки топливного, приборного и двигательного отсеков второй ступени. В данном примере осуществлен переход к торовому баку горючего, размещенному в свободных объемах двигательного отсека, и переход к торовому отсеку для приборов системы управления, размещенному в периферийных объемах между силовой обечайкой корпуса и сферическим днищем бака окислителя. На рис. 5.1.22 (поз. II) очевидны преимущества уплотненной компоновки блока второй ступени.

Опуская более подробный разбор других возможностей улучшения компоновочной схемы, остановимся на простейшем решении для уменьшения разбежки центров давления c_d и масс $c_{\text{т}}$ при максимальном скоростном напоре — установке конусной юбки на хвостовом отсеке (рис. 5.1.22, поз. III).

Помимо уменьшения аэродинамической статической неустойчивости такое решение позволяет лучше передать усилия от узлов крепления двигателей к тонкостенному несущему корпусу. Однако рассмотренное решение не свободно от недостатков, в частности возрастают потери на аэродинамическое сопротивление. Установка двигателей первой ступени в обтекаемых гаргротах в сочетании с компактными стабилизаторами в виде решетчатых крыльев позволит уменьшить статическую неустойчивость до небольших значений и сократить потери в полезной нагрузке из-за возросшего аэродинамического сопротивления. Последующая детализация компоновочной схемы должна предусматривать сопоставление подобных решений частных задач. Для предварительной увязки компоновочной схемы ракеты также необходимо определить исходную конструктивно-силовую схему, которая должна в наибольшей степени соответствовать уменьшению нагружения несущих элементов и своевременному сбросу элементов, выполнивших свойственные им функции.

На рис. 5.1.22 (поз. IV) представлены возможные решения по конструктивно-силовой схеме, предусматривающие:

разгрузку несущих топливных баков первой ступени повышенным давлением наддува (минимально допустимые давления $p_{\text{над}}$ для бескавитационной работы турбонасосов приведены на рисунке);

сброс головного обтекателя и наиболее нагруженного переходного отсека между ракетными блоками первой и второй ступеней

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

(на несбрасываемую часть силового каркаса нагрузки, создаваемые двигателями первой ступени, не влияют).

По существу и головной обтекатель, и сбрасываемый переходной отсек должны быть включены в состав ракетного блока первой ступени, поскольку их функционирование заканчивается с разделением ступеней.

Анализ соответствия использованных при определении ОПП исходных данных целесообразно начинать с оценки нагружения основных несущих элементов.

Нагружение характеризуется приведенной сжимающей силой:

$$N = P_{\text{п1}} + 4M_{\text{а}} / d = P_{\text{п1}}(1+\xi), \quad (5.1.114)$$

где $P_{\text{п1}}$ — пустотная тяга ДУ первой ступени; $M_{\text{а}}$ — изгибающий момент, вызываемый аэродинамической подъемной силой и стабилизирующей управляющей силой; d — диаметр корпуса в рассматриваемом сечении.

Проектные и компоновочные решения существенно влияют на дополнительную нагрузку от изгибающего момента, которая может в несколько раз превзойти нагрузку от тяги двигателей. Так, максимальный изгибающий момент при локализации аэродинамической подъемной силы на носовом коническом участке корпуса и, соответственно, примерно такой же управляющей силы для стабилизации на корме корпуса, уравновешиваемых предположительно равномерно распределенными вдоль корпуса инерционными силами, равен

$$4\frac{M_{\text{а}}}{d} = \frac{4}{d}\frac{Y_{\text{а}}\lambda d}{4} = Y_{\text{а}}\lambda = c_{\text{п}}^{\alpha}\alpha q S_M \lambda. \quad (5.1.115)$$

Задав ряд числовых значений применительно к условиям данного примера ($P_{\text{п1}} = 3\,800$ кН; $c_{\text{п}}^{\alpha} = 5{,}1$ /рад; $q_{\max} = 10^5$; $S_M = 10$ м^2 и $\lambda = 10$), получим допустимые углы атаки $\alpha(\xi) = P_{\text{п1}}\xi / (c_{\text{п}}^{\alpha} q_{\max} S_M \lambda)$:

$\xi = 0{,}1;\ 0{,}5;\ 1{,}0;\ 2{,}0;\ \alpha = 0{,}45;\ 2{,}25;\ 4{,}5;\ 9{,}0°$.

Реальные углы атаки из-за случайного ветра на высоте более 10 км $\alpha_w = \frac{W}{\nu}\sin\theta \le$ $\le \frac{150}{900}\sin 60° = 0{,}15$ или $\approx 9°$.

Поэтому проектант в рассматриваемой компоновке должен либо принять приведенную нагрузку $N = P_{\text{п1}}(1+\xi) = 3P_{\text{п1}}$, либо ввести в состав средств управления бортовую систему ограничения поперечных перегрузок и, соответственно, углов атаки, например при реальных $|\alpha_w| < 2°$ с учетом отклонения оси ракеты во «флюгерное» положение $N = 1{,}5P_{\text{п1}}$.

В данном случае только с таким ограничением случайного угла атаки возможно обеспечить относительную массу топливных отсеков первой ступени в пределах исходных данных $a_{\text{т о}} = 0{,}04$.

Полная разгрузка от сжимающих усилий топливных баков первой ступени достигается при давлении наддува

$$p_{\text{над}} = \frac{n}{S_M} = 4\frac{(1+\xi)P_{\text{п1}}}{\pi d^2} = 4\frac{(1+0{,}5)3{,}8\cdot 10^6}{\pi 3{,}6^2} = 5{,}6\cdot 10^5 \text{ Па}, \quad (5.1.116)$$

т.е. значительно превосходящем минимально допустимое, исходя из условия бескавитационной работы турбонасосов двигателей (по условию примера $3{,}5\cdot 10^5$ Па).

Толщина обечайки топливных баков первой ступени из алюминиевых сплавов ($\rho = 2{,}7$ т/м^3; $\sigma_B = 340$ Н/мм^2) с учетом коэффициента безопасности $f = 1{,}5$ равна

$$\delta = \frac{f p_{\text{над}} d}{2\sigma_B} = \frac{1{,}5\cdot 5{,}6\cdot 10^6 \cdot 3{,}6}{2\cdot 340\cdot 10^6} = 4{,}5\cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}, \quad (5.1.117)$$

что соответствует приведенной массе квадратного метра конструкции с учетом коэффициента 1,5 на шпангоуты и внутрибаковые устройства $q_{\text{м}} = 1{,}5\rho\delta = 1{,}5\cdot 2{,}7\cdot 10^3 \cdot 4{,}5\cdot 10^{-3} = 18$ кг/м^2.

Для топливного отсека первой ступени площадь поверхности с учетом четырех днищ баков составляет $S_{\text{т o1}} = 290$ м^2, следовательно, относительная масса только конструкции равна $a_{\text{т o1}} = q_{\text{м}} S_{\text{т o1}} / m_{\text{т o1}} = 1{,}8\cdot 290 / (185\cdot 10^3) = 0{,}028$.

При отказе от установки бортовой системы ограничения поперечных перегрузок приведенная нагрузка возрастает вдвое, и только относительная масса конструкции топливного отсека $a_{\text{т o1}} = 0{,}056$ превышает значение всей относительной массы, которая в соответствии с исходными данными равна $a_{\text{т o1}} = 0{,}04$. Таким образом, коррекция исходного значения становится неизбежной.

Масса топливного отсека определяется массами конструкции баков, газов наддува и баллонов для их хранения остатков незабора

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

и гарантийных запасов топлива. Известно, что каждый грамм-моль гелия при нормальных условиях занимает 22,4 л объема, а азота или кислорода, соответственно, в 7 и 8 раз меньше.

В примере давление газов наддува в 5,6 раза превышает нормальное, а температура газов в баке с жидким кислородом может быть ниже нормальной, в баке с керосином — нормальной. Таким образом, для вытеснения 1 м^3 объема баков, содержащего 1 т топлива при $K_V = 1{,}8$, необходимо 2,0 кг гелия или 16 кг азота и не менее 18 кг кислорода и продуктов его сгорания. С учетом массы баллонов для хранения гелия или емкостей с жидким азотом или кислородом относительная масса средств наддува $a_{\text{т }o1}^{\text{кон}}$ составит на основе гелия примерно 0,005, на основе азота или кислорода ~0,020.

Только использование гелия для наддува баков и бортовой системы ограничения поперечных перегрузок позволяет обеспечить близкую к исходным данным относительную массу топливного отсека первой ступени $a_{\text{т }o1} = a_{\text{т }o1}^{\text{кон}} + a_{\text{т }o1}^{\text{над}} + a_{\text{т }o1}^{\text{нез}} = 0{,}028 + 0{,}005 + 0{,}007 = 0{,}040$.

На второй ступени топливные баки не являются несущими элементами, поэтому давление наддува может быть снижено до минимально допустимого $3{,}5 \cdot 10^5$ Па.

Пропорционально давлению наддува изменяется относительная масса конструкции систем наддува топливных баков. Кроме того, масса конструкции уменьшается у сферического бака окислителя примерно в 1,3 раза и увеличивается у торового бака горючего в 1,5 раза по сравнению с цилиндрическими баками. В итоге относительная масса топливного отсека второй ступени составит $a_{\text{т }o2} = \frac{P_{\text{над2}}}{P_{\text{над1}}} \times$

$$\times \left(\frac{1}{1{,}3} a_{\text{т }o1}^{\text{кон}} \frac{K_V}{K_V + 1} + 1{,}5 a_{\text{т }o1}^{\text{кон}} \frac{1}{K_V + 1} + a_{\text{т }o1}^{\text{кон}} \right) + a_{\text{т }o1}^{\text{нез}} =$$

$$= \frac{3{,}5 \cdot 0^5}{5{,}6 \cdot 10^5} \left(\frac{1}{1{,}3} \cdot 0{,}028 \cdot \frac{1{,}8}{1{,}8 + 1} + 1{,}5 \cdot 0{,}028 \frac{1}{1{,}8 + 1} + 0{,}005 \right) +$$

$$+ 0{,}007 = 0{,}028.$$

Относительная масса хвостовых и переходных отсеков также может быть грубо сопоставлена с исходными значениями, принятыми при определении ОПП. Поскольку допустимое напряжение $\sigma_{\text{доп}}$ тонкостенной конструкции, работающей на сжатие, примерно вдвое ниже допустимого напряжения при растяжении σ_B, приведенная толщина

$$\delta = \frac{fN}{\pi d \sigma_{\text{доп}}} = \frac{f\left(\frac{4N}{\pi d^2}\right)}{2\sigma_B}$$

равна приблизительно толщине обечайки полностью разгруженного топливного бака (5.1.116), (5.1.117). Поэтому в первом приближении масса квадратного метра конструкции $q_{\text{м1}} = 18$ кг/м приемлема для всех отсеков, нагруженных силой $N = 1{,}5P_{\text{п1}}$. В частности, такая оценка должна быть принята для сбрасываемого переходного отсека с площадью поверхности $S_{\text{п }o1} = 45$ м^2, хвостового отсека с донной защитой $S_{\text{х }o1} = 57$ м^2.

Головной обтекатель с площадью поверхности $S_{\text{г }o1} = 41$ м^2 и не сбрасываемый силовой каркас второй ступени ($S_{\text{с к2}} = 35$ м^2) нагружены вдвое и более меньшими сжимающими усилиями, следовательно, масса квадратного метра конструкции равна $q_{\text{м2}} \approx 10$ кг/м^2. Поэтому удельные массы хвостовых и прочих отсеков оцениваются величинами

$$a_{\sigma 1} = \frac{1}{m_{01}} (q_{\text{м1}} S_{\text{п }o1} + q_{\text{м1}} S_{\text{х }o1} + q_{\text{м2}} S_{\text{г }o}) =$$

$$= \frac{18 \cdot 45 + 18 \cdot 57 + 10 \cdot 41}{200 \cdot 0^3} = 0{,}011;$$

$$a_{\sigma 2} = \frac{1}{m_{02}} q_{\text{м2}} S_{\text{ск2}} = \frac{10 \cdot 35}{40 \cdot 10^3} = 0{,}009.$$

Использование конической юбки для уменьшения аэродинамической неустойчивости (рис. 5.1.22, поз. IV) увеличивает лобовое сопротивление пропорционально волновому и донному сопротивлению или в первом приближении пропорционально отношению площади донной защиты к площади миделя корпуса. Если для типичной ракеты с нагрузкой на мидель $p_M = 200$ кН/м^2 и максимальным скоростным напором $q_{\max} = 10^5$ Н/м^2 потери в скорости на лобовое сопротивление составляют примерно 100 м/с, то в данном примере они возрастают до $100 S_{\text{дз}} / S_M = 200$ м/с.

Ограничившись приведенными сопоставлениями исходных данных и оценок удельных конструктивных характеристик, определим влияние их расхождений на величину относительной массы полезной нагрузки:

$$\frac{\Delta \mu_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}} = \sum_{i=1}^{N} \frac{\Delta \mu_{\text{п н } i}}{\mu_{\text{п н } i}}, \qquad (5.1.118)$$

где

$$\Delta\mu_{\text{п н}\,i} = \Delta\left(\frac{\mu_{\text{к}\,i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1-\alpha_i}\right) =$$

$$= \frac{1}{1-\alpha_i}(\Delta\mu_{\text{к}\,i} - \Delta\alpha_i(1-\mu_{\text{п н}\,i}) - \Delta\beta_i n_i);$$

$$\Delta\mu_{\text{к}\,i} = \Delta\left[\exp\left(-\frac{\nu_{\text{хар}}}{Nc_i}\right)\right] = -\frac{\Delta\nu_{\text{хар}}}{Nc_i}\mu_{\text{к}\,i};$$

$$\Delta\alpha = \Delta\left[\frac{a_{\text{т о}\,i} + a_{\sigma i} + a_{\text{с у}\,i}}{1+a_{\text{т о}\,i}}\right] =$$

$$= \frac{1}{1+a_{\text{т о}\,i}}[\Delta a_{\text{т о}\,i}(1-\alpha_i) + \Delta a_{\sigma i} + \Delta a_{\text{с у}\,i}] \approx$$

$$\approx \Delta a_{\text{т о}\,i} + \Delta a_{\sigma i} + \Delta a_{\text{с у}\,i};$$

$$\Delta\beta_i = \Delta\left[\frac{\gamma_i}{1+a_{\text{т о}\,i}}\right] = \frac{1}{1+a_{\text{т о}\,i}}[\Delta\gamma_i - \beta_i\Delta a_{\text{т о}\,i}] \approx \Delta\gamma_i.$$

В примере $\Delta\nu_{\text{хар}} = 100$ м/с; $\Delta a_{\text{т о1}} = 0$; $\Delta a_{\text{т о2}} = -0{,}014$; $\Delta a_{\sigma 2} = -0{,}002$; $\Delta\mu_{\text{к1}} = \Delta\mu_{\text{к2}} = -0{,}004$, откуда

$$\frac{\Delta\mu_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}} = -\frac{0{,}004}{0{,}20} + \frac{-0{,}004 + 0{,}8(0{,}014 + 0{,}002)}{0{,}20} =$$

$$= -0{,}02 + 0{,}04 = 0{,}02.$$

Таким образом, расхождение в исходных данных приводит к изменению полезной нагрузки всего на 2 %, следовательно, в уточнении ОПП необходимости нет. При этом следует заметить, что потери, связанные с установкой корпусной юбки для уменьшения аэродинамической неустойчивости, превышают 4 % полезной нагрузки и при более детальных проектных работах их можно уменьшить. Следует также иметь в виду, что оценки справедливы при установке на борту системы ограничения поперечных перегрузок и при использовании гелия для наддува баков.

Напомним также, что полученные оценки соответствуют принятому удлинению корпуса ракеты $\lambda = 10$ и удлинениям носового и кормового конусов $\lambda_{\text{н}} = 1$ и $\lambda_{\text{к}} = 1$.

В процессе предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем рассматривается несколько значений удлинений λ и возможных сочетаний $\lambda_{\text{н}}$ и $\lambda_{\text{к}}$ с последующим отбором лучшего варианта по многим критериям, среди которых, как правило, основным является относительная масса полезной нагрузки.

Удлинение носовой части ракеты влияет, в первую очередь, на потери скорости из-за аэродинамического сопротивления, которые практически пропорциональны волновому сопротивлению при безразмерной скорости полета. Изменение потерь в скорости можно оценить по сумме волнового сопротивления носового конуса $c_{\text{хв н}}$, а также волнового и донного сопротивления хвостовой части корпуса $c_{\text{хв д}}$ при $M = 2$:

$$c_{\text{хв}} = c_{\text{хв н}} + c_{\text{хв д}}; \qquad (5.1.119)$$

$$c_{\text{хв н}} = \frac{0{,}68}{\lambda_{\text{н}}^2} + \frac{0{,}12}{0{,}21\lambda_{\text{н}}^2 + M^2 - 1}; \qquad (5.1.120)$$

$$c_{\text{хв д}} = \left(0{,}0016 + \frac{0{,}0020}{M^2}\right)\beta_{\text{к}}^{1{,}7}\sqrt{1-\bar{F}}, \qquad (5.1.121)$$

где λ — отношение длины носовой части к диаметру корпуса; $\beta_{\text{к}}$ — угол полураствора кормовой части в градусах; $\bar{F}$ — площадь донного среза за вычетом площади среза сопла в долях площади миделя; M — скорость полета, отнесенная к скорости звука.

Глава 5.2

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ МОДИФИКАЦИЙ ЛА

Проблема повышения эффективности ракетно-космический техники возникла с момента ее появления. Можно выделить основные направления работ, связанных с повышением эффективности:

поиск рациональных параметров РК, ЛА, подсистем, технологий отработки и обеспечения надежности;

определение рациональных структуры систем и управления функционированием;

совершенствование комплектующих подсистем, элементной базы, разработка новых РК, рациональная организация процессов создания ракетно-космической техники и ее эксплуатации;

направленное управление развитием техники, технологии, реализация программ модернизации, создание модификаций техники.

Анализ показывает, что при ограниченном финансировании за счет проведения модернизации комплексов, создания модификаций подсистем (носителей и т.д.) удается значительно повысить эффективность ракет-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

но-космической техники, продлить срок ее эксплуатации, расширить область применения.

Под модернизацией комплекса понимают процесс внесения изменений в базовый образец, доработки базового образца в целях повышения технико-экономической эффективности при новых условиях использования.

Модификацией ЛА называют объект, созданный на основе данного базового и отличающийся заменой ряда подсистем, что позволяет улучшить характеристики, изменить и расширить область применения, повысить эффективность модернизируемого комплекса. Разные модификации объекта могут функционировать одновременно с базовым.

Под базовым понимается образец, на основе которого разрабатываются модификации, т.е. образец дорабатывается или модернизируется.

Модификации ЛА создаются при модернизации комплекса. Сложность исследования модификаций ЛА обусловлена наличием динамики внешних и внутренних связей при замене подсистем, необходимостью организации комплексного исследования РК, составляющих частей и подсистем.

В отличие от известного приема, в основе которого принята единая (глобальная) модель объекта и итерационный (неуправляемый) метод поиска, в данном случае рассматривается метод многоуровневой оптимизации, т.е. комплексного взаимосвязанного исследования модификации ЛА и его подсистем. Для этого используется многоуровневая модель объекта (совокупности моделей для разных уровней управления разработкой). Метод согласованной оптимизации позволяет построить эффективный алгоритм регулярного итерационного поиска решения — оптимальной модификации ЛА к моменту t_i.

Вопросы модернизации РК и создание модификаций ЛА имеют методический смысл, однако в примерах учитываются реальные тенденции развития техники. Поэтому создание специальных моделей и реализация методов многоуровневой оптимизации параметров модернизации, получение количественных оценок и установление закономерностей обладают собственной научной и практической ценностью.

5.2.1. ВОПРОСЫ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С момента возникновения ракетной техники наблюдается процесс ее непрерывного совершенствования, который обусловлен изменением поставленных целей и решаемых задач, наличием научно-технического задела и материальных возможностей. Выделение дополнительных средств обычно способствует ускорению процесса и достижению целей, но возникают важные задачи перераспределения средств и управления научно-техническим развитием в заданной области, решение которых зависит от позиции исследователя.

Часто односторонний подход, основанный на анализе только зарубежных тенденций, и стремление «не уступить» могут привести к значительным ошибкам. Только широкий анализ направлений научно-технического и социально-экономического развития, прогноз развития техники с учетом опыта и особенностей реализации позволяют выбрать рациональный путь.

В настоящее время темп научно-технического прогресса значительный, что приводит к быстрому старению отдельных технических решений. Однако замена устаревших комплексов новыми требует огромных затрат. В случае, когда задействованы значительные производственные мощности, большие коллективы специалистов, разрабатывающих и эксплуатирующих технику, осуществить данный процесс быстро не представляется возможным.

Поэтому наряду с заменой старых комплексов новыми рассматривается возможность совершенствования существующих РК при ограниченных затратах, т.е. возможность его модернизации и переоснащения модификациями ЛА. Данный путь является объективно необходимым и широко используется.

Представляет интерес технико-экономический анализ перспектив развития, ее модернизации и замены в целях выявления основных закономерностей и способов реализации технических решений. Подробный анализ требует достоверных и полных данных, но даже базируясь в основном на опубликованных сведениях, можно сделать некоторые выводы.

Таким образом, идет процесс совершенствования технических характеристик

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ЛА, далее будем использовать термин «средства доставки» — СД, в целях повышения весовой отдачи, снижения стартовой массы и увеличения массы полезного груза за счет улучшения энергетических характеристик ДУ и конструкторских схем ЛА, элементов конструкции, использования новых материалов. Проводят мероприятия в целях обеспечения различного базирования ЛА — стационарного и подвижного, создания унифицированных ЛА для систем с различными стартовыми комплексами — *системами наземного оснащения и базирования* (*СНОБ*). При шахтном базировании комплексные мероприятия должны повысить защищенность, обеспечить возможность ответного удара после воздействия противника.

Более быстрыми темпами идет совершенствование головных частей — *средства оснащения* (*СО*). Направление их развития — обеспечение концентрированного точного воздействия при наличии средств противоракетной обороны, создание устойчивой системы наведения, инвариантного использования. Таким образом, при улучшении характеристик РК дорабатывают все подсистемы: СД, СО, СНОБ.

По характеру проводимая модернизация широкая, т.е. включает замену ряда подсистем, и глубокая, так как связана с созданием принципиально новых составных частей РК.

Модернизация бывает целевой и поисковой, время ее реализации может значительно отстоять от момента исследований. Перспективные исследования в каждом случае требуют разработки специальных моделей.

На этапе проектных изысканий при обосновании технического задания и анализе перспектив развития техники, когда для базовой системы оцениваются возможности повышения эффективности при увеличении нагрузки, задача оптимизации параметров модернизации РК, т.е. создания модификаций ЛА, может быть сформулирована следующим образом.

Для базового РК при изменении нагрузки Ц(t_i) к моменту времени t_i и наличии предложений по совершенствованию оружия (увеличению или изменению состава СО, способа воздействия и т.д.) найти такие оптимальный состав и параметры замены подсистем, чтобы в планируемый период ($t_{э\,i} - t_i$) обеспечить выполнение поставленной задачи и суммарные затраты на проведение модернизации и эксплуатации были бы минимальными.

Анализ показывает, что сложность решения обусловлена двумя причинами. При наличии базовой системы (базовой модели) в зависимости от объема и характера модернизации проводится доработка модели. Для учета особенностей замены подсистем необходима детализация проектной модели, что приводит к усложнению поиска решения. Динамика внутренних связей системы при замене подсистем (функциональных, массовых, геометрических и т.д.) оказывает влияние на функционирование других подсистем и всей системы в целом, что может привести к необходимости расширения состава замены. Таким образом, оператор перехода от базовой к модернизированной модели формируется в процессе поиска решения.

Сложность анализа приводит к оценке сравнительно малого числа вариантов, при этом снижается степень обоснованности принимаемых решений.

Целью рассмотрения является метод многоуровневой оптимизации параметров модификации при модернизации комплекса ЛА, получим соответствующие модели оценки технико-экономической характеристики модернизации на начальных этапах ведения проектно-конструкторских работ, анализ вариантов модификации ЛА, получение количественных оценок и установление основных закономерностей при неопределенности внутренних связей. Так как в примерах учитываются отмеченные ранее тенденции развития ракетных комплексов, то полученные методы и модели, а также сравнительные оценки и закономерности имеют научную и практическую ценность.

Вопросы организации согласованной многоуровневой оптимизации подробно обсуждены в [6]. Основное внимание далее уделяется проблеме получения модели технико-экономической оценки модернизации РК, анализу динамики функциональных связей подсистем и направленному поиску оптимальной модификации ЛА, реализации алгоритма многоуровневой оптимизации параметров.

В общем случае при постановке задачи модернизации могут отсутствовать проектные модели прототипа. Однако вопросы модернизации решает конструкторское бюро — разработчик основного образца, и существует схема многоуровневого управления разработкой и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

многоуровневая модель соответствующего этапа исследований.

Для оценки возможных модернизаций прежде всего необходимо сформировать схему многоуровневого управления разработкой РК и ЛА и выявить состав решаемых задач.

Модели оценки модернизации РК и ЛА получаются при деформации проектных многоуровневых моделей с учетом характера доработки.

5.2.2. СХЕМА МНОГОУРОВНЕВОГО ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА. СОСТАВ ЗАДАЧ И МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Вопросы проектирования комплексов ЛА с РДТТ на начальных этапах разработки обсуждаются в [3, 5, 7, 8]. В основном приведены модели и методы исследования, используемые проектантом при одноуровневой схеме процесса принятия решений. В зависимости от заложенных условий информированности проектанта подробности моделей различны.

Из-за сложности объекта исследования общая задача проектирования расчленяется на ряд главных и частных [1, 2, 10]. Анализ показывает, что в основе такого деления лежит предметная и параметрическая декомпозиция. Схема исследования в таком случае носит итерационный характер, и при решении используют метод последовательных приближений.

Центральное место занимает задача баллистического проектирования ЛА, позволяющая определить их основные геометрические, весовые, энергетические характеристики, выявить требования к другим подсистемам РК. Приемы итерационного решения сложных задач с использованием аппроксимационных зависимостей неновы.

В [2] имеет место потытка проанализировать многоэтапный характер исследования, увязать известные модели. Предложенная схема процесса проектирования включает четыре этапа: облик 1, параметрирование, оптимизация, облик 2.

На первом этапе используют приближенные модели, находят начальные оценки основных характеристик ЛА и комплекса.

На втором этапе, имеющем центральное значение, эти данные применяют, проводят целенаправленное совершенствование моделей, уточняют состав варьируемых параметров, целевая функция и ограничения (функциональные и параметрические). По существу здесь должны использовать данные разработки подсистем, полученные от разработчиков нижнего уровня управления, а также должны уточнять требования, определяемые верхним уровнем.

Третий этап — оптимизация параметров на уточненных моделях.

Четвертый — детальный расчет геометрических, весовых, тяговых характеристик ЛА.

Предложенный метод согласованной многоуровневой оптимизации следует рассматривать как дальнейшую формализацию процесса проектирования. Анализ подсистем с позиции разработчика дает возможность более полно выявить правила и принципы организации управления разработкой, содержание процесса совершенствования модели.

В соответствии с этими правилами возможны различные схемы организации многоуровневого управления разработкой. По мере поступления информации при проектировании, а также при ведении работ по модернизации техники совершенствуется многоуровневая схема управления разработкой, происходит перераспределение варьируемых параметров, уточнение целевой функции и ограничений в целях рациональной организации разработки.

Таким образом, так же как и проектная модель объекта, схема многоуровневого исследования носит относительный характер. Этот факт следует учитывать при определении задач модернизации. Имея в виду далее комплексный анализ модификаций ЛА, рассмотрим далее трехуровневую схему управления разработкой (рис. 5.2.1). Остановимся на составе решаемых задач и определим варьируемые параметры, целевые функции и ограничения.

Задача оптимизации параметров РК в данном случае формулируется следующим образом [1, 2, 4]:

$$
\begin{aligned}
&MC^{\text{СЛА}}(\boldsymbol{\Pi}^2(\boldsymbol{\Pi}^1),\boldsymbol{\Pi}^1)\to\min_{\Pi^2};\\
&W(\boldsymbol{\Pi}^2(\boldsymbol{\Pi}^1),\varphi(\cdot),\text{Ц}(t_{\text{пр}}))\ge W^{\text{зад}};\\
&\boldsymbol{\Pi}^1=\boldsymbol{\Pi}^{1\text{зад}};\\
&\varphi(\cdot)=\varphi(\cdot)^{\text{зад}};\\
&\text{Ц}(t_{\text{пр}})=\text{Ц}(t_{\text{пр}})^{\text{зад}},
\end{aligned}
\qquad (5.2.1)
$$

где $MC^{\text{СЛА}}$ — математическое ожидание затрат на формирование *системы* однотипных *ЛА*

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

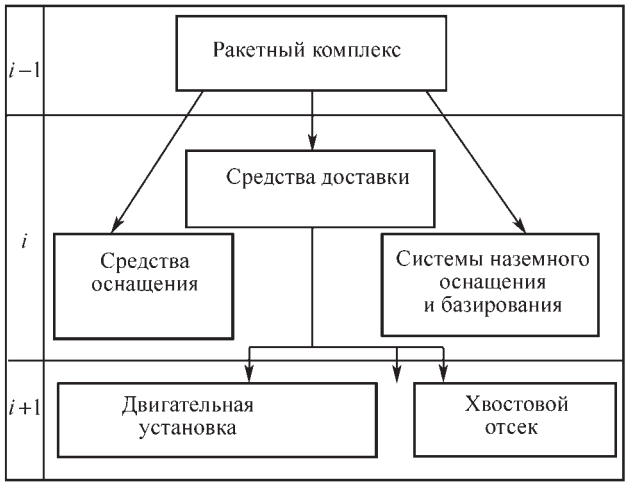


Рис. 5.2.1. Схема многоуровневого исследования РК

(*СЛА*) в планируемый период для выполнения поставленной задачи с заданной эффективностью $W^{\text{зад}}$; $\mathbf{П}^2\mathbf{П}^1$ — вектор параметров управления, состав которого меняется при изменении $\mathbf{П}^1$; $\mathbf{П}^1$ — вектор параметров, определяющих состав системы, $П^1$ = {типы ЛА и СНОБ, тип и состав СО}; $\varphi(\cdot)$ — функция, определяющая способ использования по назначению; $Ц(t_{\text{пр}})$ — прогноз характеристики целей и условий применения.

Анализ показывает, что затраты $C^{\text{СЛА}}$ идут на разработку $C_{\text{р}}^{\text{СЛА}}$, создание $C_{\text{с}}^{\text{СЛА}}$ элементов и эксплуатацию $C_{\text{э}}^{\text{СЛА}}$ РК, т.е. $C^{\text{СЛА}} = C_{\text{р}}^{\text{СЛА}} + C_{\text{с}}^{\text{СЛА}} + C_{\text{э}}^{\text{СЛА}}$.

Затраты на создание определяются соотношением

$$C_{\text{с}}^{\text{СЛА}} = C^1 \frac{N^{1-\alpha}}{1-\alpha},$$

где C^1 — затраты на первый образец РК; N — программа выпуска; α — коэффициент.

При перспективных исследованиях затраты на разработку определяются следующим образом [2]:

$$C_{\text{р}}^{\text{СЛА}} = C_{\text{р}}^{\text{СЛА}}(C^1),$$

затраты на эксплуатацию:

$$C_{\text{э}}^{\text{СЛА}} = C_{\text{э}}^1 tNk,$$

где $C_{\text{э}}^1$ — средние затраты на эксплуатацию одного РК в течение года; t — время эксплуатации; N — число эксплуатируемых комплексов; k — коэффициент.

Таким образом,

$$C_i^{\text{СЛА}} = C_{\text{р}}^{\text{СЛА}}(C^1) + C^1 \frac{N^{1-\alpha}}{1-\alpha} + C_{\text{э}}^1 tNk.$$

Затраты на.создание первого опытного образца можно представить в виде:

$$C^1 = C_{\text{БОСН}} + C_{\text{БСР}} + C_{\text{СД}} + C_{\text{СНОБ}} + C_{\text{СУ}}, \quad (5.2.2)$$

где $C_{\text{БОСН}}$ — затраты на оснащение; $C_{\text{БСР}}$ — на ступень разведения; $C_{\text{СД}}$ — на средства доставки; $C_{\text{СНОБ}}$ — на систему наземного оснащения и базирования; $C_{\text{СУ}}$ — на систему управления.

Используя опыт исследований и результаты параметрического анализа [2, 4], а также имея в виду цель — формирование многоуровневой схемы разработки РК, составляющие затрат (5.2.2) при рассмотрении на $(i-1)$-м уровне детализации будем представлять как функции:

$$\begin{aligned}
C_{\text{БОСН}} &= C(n_{\text{бб}}, P_{\text{ПРО}});\\
C_{\text{БСР}} &= C(\Delta R, \sigma_1, P_{\text{БСР}});\\
C_{\text{СД}} &= C(L, n_{\text{ст}}, m_{\text{п}}, P_{\text{ЛА}});\\
C_{\text{СНОБ}} &= C(\Delta P, l_{\text{т}}, d_{\text{т}}, \tau_{\text{г}}, P_{\text{СНОБ}});\\
C_{\text{СУ}} &= C(\sigma, m_{\text{СУ}}, P_{\text{СУ}}),
\end{aligned} \quad (5.2.3)$$

где $n_{\text{бб}}$ — число специальных блоков; q — мощность одного спецблока; $P_{\text{ПРО}}$ — вероятность преодоления противоракетной обороны; ΔR — радиус зоны воздействия; σ_1 — точность разведения; $C_{\text{БСР}}, C_{\text{ЛА}}, C_{\text{СНОБ}}$ — надежность функционирования БСР, СО, СНОБ соответственно;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

L — максимальная дальность; $n_{ст}$ — число ступеней; $m_{пг}$ — масса полезного груза; σ_2 — точность выведения; ΔP — защищенность старта; $l_ш$, $d_ш$ — глубина и диаметр шахты; $\tau_г$ — время подготовки; σ — точность СУ; $m_{СУ}$ — масса СУ; $P_{СУ}$ — надежность СУ.

При декомпозиции целевой функции задачи (5.2.1) определяются критерии задач, решаемых при расчлененном исследовании РК на i-м уровне управления разработкой, проводится оптимизация параметров СО, ЛА, СНОБ и СУ комплекса.

Задача оптимизации параметров ЛА имеет вид:

$$MC_{СД}(\{\mu_{T_i}, n_{0_i}, P_{a_i}, P_{к_i}, d_i\}, \varphi(t)) \to \min_{\{\cdot\},\varphi(t)\in G}, \quad (5.2.3)$$

где $MC_{СД}$ — математическое ожидание затрат на создание и эксплуатацию СД; вектор варьируемых параметров $\mathbf{\Pi} = \{\mu_{T_i}, n_{0_i}, P_{a_i}, P_{к_i}, d_i\}$ включает относительные веса топлива, начальные перегрузки n_{0_i}, давления на срезе сопла P_{a_i} и в камере двигателей $P_{к_i}$, диаметр d_i i-х ступеней.

Область изменения варьируемых параметров G определяют внешние функциональные и параметрические связи:

$$\begin{aligned}
&L_{\max}(\mu_{T_i}, n_{0_i}, d_i, P_{a_i}, P_{к_i}, \varphi(t)) = L^{зад};\\
&n_{ст} = n_{ст}^{зад};\\
&\max\{d_i\} \ge d^{зад};\\
&l_{СД}^{\max}(\mu_{T_i}, n_{0_i}, d_i, P_{a_i}, P_{к_i}) \le l^{зад};\\
&m_{П} = m_{П}^{зад};\\
&\Gamma_{СО} = \Gamma_{СО}^{зад};\\
&n_{y_{\max}}^{ст} = n_{y_{\max}}^{зад};\\
&\underline{\mu_{T_i}} \le \mu_{T_i} \le \overline{\mu_{T_i}};\\
&\underline{n_{0_i}} \le n_{0_i} \le \overline{n_{0_i}};\\
&\underline{d_i} \le d_i \le \overline{d_i};\\
&\underline{P_{к_i}} \le P_{к_i} \le \overline{P_{к_i}},
\end{aligned} \quad (5.2.4)$$

где $l_{СД}(\cdot)$ — функция, определяющая длину ЛА; $\mathbf{\Gamma}_{со} = \{\Phi, r, \alpha, d_{СС}, x_{ЦТ}\}$ — вектор, определяющий габариты СО форму, радиус округления, угол полураствора конуса, диаметр основания, координаты центра тяжести соответственно; $n_{y_{\max}}^{ст}$ — максимальная боковая перегрузка на старте; верхняя и нижняя линии означают верхнюю и нижнюю границы параметра.

Область G определяет также внутренние функциональные и параметрические связи:

$$\begin{aligned}
&d_{i+1} \le d_i,\ i = 1, 2, ..., n;\\
&d_{СО} \le \min\{d_i\}.
\end{aligned}$$

Кроме того, могут накладываться ограничения на тип траектории, что обычно обусловлено условиями входа и преодоления противоракетной обороны [3].

Часто от критерия затрат на создание первого опытного образца переходят к другому критерию — стартовой массе СД. Иногда удается показать, что решения, получаемые по двум критериям, близки [2].

Существует связь задач (5.2.1) и (5.2.4). При многоуровневой схеме исследования РК варьируемые параметры в задаче верхнего уровня задают область определения при оптимизации ЛА (задачи нижнего уровня управления). В свою очередь, коэффициенты модели верхнего уровня (5.2.1) зависят от проектных решений для подсистем. Они определяются по данным оценок характеристик подсистем при адаптации модели.

Задача оптимизации параметров двигателя на $(i+1)$-м уровне управления формулируется так:

$$Mm_{g_i}(l_y, \Pi^{ККСД}, M_1, M_2, T) \to \min_{\Pi\in G}, \quad (5.2.5)$$

где $Mm_{g_i}(\cdot)$ — математическое ожидание массы двигателя i-й ступени; l_y — величина утопленности сопла; $\Pi^{ККСД}$ — параметры, характеризующие конструктивно-компоновочную схему двигателя; определяют число сопел и конструкцию соплового аппарата и органов управления, форму корпуса двигателя и особенности конструктивных решений (сборный, сварной, полусварной, кокон, полукокон), тип и форму заряда, способ его крепления; M_1, M_2, T — характеристики материала конструкции, теплозащиты, используемых твердых топлив соответственно.

Область допустимых решений G определяется внешними связями:

$$P_{a_i} = P_{a_i}^{зад};\ P_{к\,i} = P_{к\,i}^{зад};\ P_i = P_i^{зад};\ m_{T_i} = m_{T_i}^{зад};$$
$$\tau_i = \tau_i^{зад};\ d_i = d_i^{зад};\ l_i = l_i^{зад};\ \text{Н} = \text{Н}^{зад}.$$

Область допустимых решений определяет также максимально допустимые нагрузки Н — полетные (определяемые при решении задачи баллистического проектирования на i-м уров-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

не управления разработкой, и транспортно-эксплуатационные.

В соответствии с правилами организации многоуровневого управления разработкой параметры управления на i-м уровне задают область изменения параметров управления $(i+1)$-го уровня и, наоборот, проектные решения $(i+1)$-го уровня определяют коэффициенты и, следовательно, решение на i-м уровне.

Для других составных частей РК аналогичным образом формируются главные задачи. Итерационный поиск дает возможность организовать увязку их решений — реализуется методом последовательных приближений в горизонтальной плоскости. В предложенной схеме рассматриваются модели РК разной степени детализации, отвечающие различным уровням управления разработкой. Организация итерационного поиска решения реализуется управлением в «вертикальной плоскости». Анализ показывает, что отказ от глобальной модели и переход к многоуровневой схеме исследования дает возможность более точно раскрыть динамику связей, особенности организации работ в конструкторском бюро, определить исследовательские и управленческие задачи разработчиков подсистем. Реализация регулярной процедуры согласованной многоуровневой оптимизации позволяет получить решение при ограниченном числе итераций.

Предложенная схема многоуровнего управления разработкой имеет несомненные достоинства, а сам подход к решению проектной задачи является оригинальным. Проектные исследования модернизации РК, проводимой на основе базового объекта, сводятся к доработке исходной модели с использованием новых подсистем, оптимизации параметров при дополнительных условиях. При исследовании модернизации РК вопросы формирования многоуровневой схемы исследования не обсуждаются.

Для определения частных задач модернизации рассмотрим морфологическую структуру РК, лежащую в основе данной ранее трехуровневой схемы управления разработкой (рис. 5.2.2) и предметные области исследования. Анализ перспективных направлений модернизации комплекса, проведенный в п. 5.2.1, позволяет выделить предметные области исследования, состав моделей комплексного исследования модернизации и замены.

Центральное место занимает задача оптимизации параметров модификации ЛА. Принимаемое решение зависит от динамики внут-

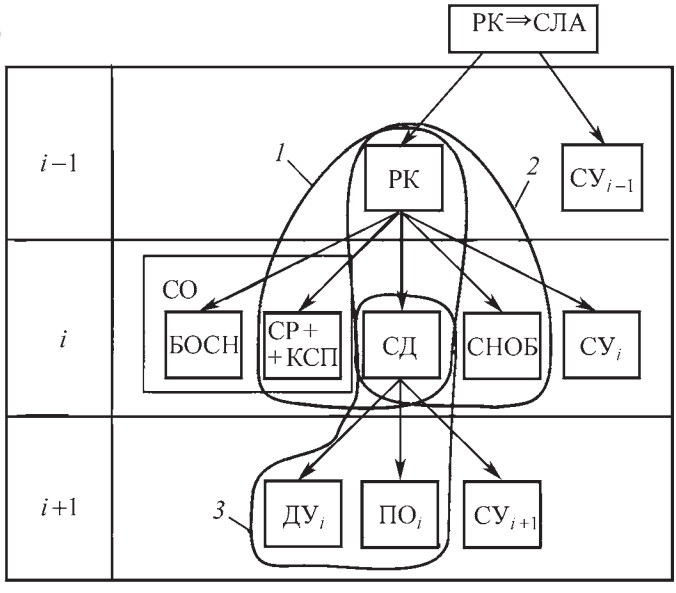


Рис. 5.2.2. Морфологическая структура РК и предметные области исследования, определяющие заменяемые подсистемы:
1, *2* — при моделировании РК; *3* — при создании модификации ЛА

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ренних и внешних связей. В целях учета динамики внутренних связей рассматривается задача комплексной оптимизации параметров модификации ЛА и новых подсистем (двигателей, переходных отсеков), реализуется алгоритм согласованной двухуровневой оптимизации параметров модификации ЛА.

Динамика внешних связей отслеживается при решении задачи оптимизации параметров модернизации РК, связанных с заменой СО и СД, СД и СНОБ.

В заключение подчеркнем, что в данном случае не ставилась задача формирования новых моделей или единой схемы. Схема и модели «живут», изменяются по мере формирования проекта и поступления новой информации. Здесь дана одна рациональная схема многоуровнего управления разработкой на начальном этапе проектирования. При рассмотрении модернизации техники происходит «возмущение» схемы. Вопросы организации исследований в таком случае обсуждаются в последующих разделах.

5.2.3. ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ, ОСНАЩЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ С РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ЗАТРАТ

Необходимость модернизации обусловлена стремлением повысить эффективность РК, жизнеспособность при изменяемых условиях функционирования. Из анализа динамики нагрузки и условий функционирования техники, а также с учетом перспектив развития науки, производственно-технической базы могут быть определены альтернативные пути модернизации комплекса.

Анализ показывает, что проектные исследования модернизации имеют комплексный характер и ведутся в двух направлениях: «сверху вниз» и «снизу вверх». В первом случае на i-м уровне управления разработкой при модернизации совершенствуется модель на основе статистических данных или оценок экспертов. Схема исследования представляет собой декомпозицию — детализацию — аппроксимацию — согласованную оптимизацию. Такой путь дает возможность управления модернизацией, однако, может быть затруднен из-за отсутствия данных.

Путь «снизу вверх» предполагает использование опыта и задела разработчиков. В этом случае рассматривают предложения по вариантам замены подсистем в целях повышения их эффективности (при известных ограничениях). Далее формируют модель модернизации РК, схема исследования в данном случае имеет вид адаптации (свертывания) — аппроксимации — согласованной оптимизации. При согласованной оптимизации уточняют требования, находят оптимальные параметры варианта модернизации, проводят выбор рациональной модернизации из списка предложений.

Проведем сравнительный анализ вариантов модернизации РК, оснащенных ЛА с РДТТ, при котором реализуется схема «снизу вверх» (поисковая модернизация). Можно показать, что такой подход является общим.

Анализ путей развития комплексов выявил два основных принципиальных направления. Первое связано с обеспечением выживаемости, с повышением вероятности выведения и доставки груза в район цели. Второе связано с обеспечением эффективности действия у цели в условиях комплексного противодействия.

Одно из направлений решения первой задачи — реализация подвижного базирования РК. Второй путь — увеличение *комплекса средств преодоления* (*КСП*) противоракетной обороны противника. Далее рассмотрим вопросы модернизации РК, связанные с переходом от стационарного к грунтовому подвижному базированию, с расширением КСП, увеличением массы СО. Решение задач модернизации РК позволяет определить динамику внешних связей при исследовании модификаций ЛА.

Задача оптимальной модернизации РК, связанная с заменой КСП СО и ЛА

Ранее была дана формулировка задачи модернизации РК. Далее проведем необходимую конкретизацию с учетом отмеченных моментов, приведем основные соотношения математической модели, исследуем деформацию базовой модели при анализе модернизации, динамику внутренних связей для системы и заменяемых подсистем.

Комплекс средств преодоления противоракетной обороны включает обычно тяжелые, легкие, ложные, фиктивные цели. Использование КСП приводит к увеличению массы и размеров СО. Определение рационального состава КСП представляет сложную комплексную задачу, решение которой зависит

от особенности системы противоракетной обороны цели, которая может меняться со временем, конструктивных особенностей ББ, мощности ЛА и т.д. При заданном составе средств противоракетной обороны целей, известных конструкций и параметрах ББ и БСР, повышение вероятности выполнения задачи возможно за счет увеличения КСП и, следовательно, массы СО, доработки ЛА. Задача в таком случае сводится к определению параметров КСП СО ($\Pi^*_{\text{КСП}}$) и параметров модификации ЛА ($\Pi^*_{\text{СД}}$), при которых обеспечивается заданный прирост эффективности выполнения задания, и затраты на указанные мероприятия минимальны.

Если предположить, что при различных способах модернизации РК (различных заменах подсистем) изменение надежности при эксплуатации $P_{\text{Э}_1}(t, \Pi^*(t_i))$, $P_{\text{M}_1}(\cdot)$, $N, d_{\text{Э}}(t_i, \Pi^*(t_i))$, а также средние затраты на эксплуатацию одного комплекса в течение года меняются мало по сравнению с базовым образцом, то в качестве критерия при сравнительных оценках можно использовать средние приведенные затраты на разработку, создание и ввод в строй модернизации РК. Тогда, используя обозначение (5.2.1), задачи оптимизации модернизации РК запишем в виде:

$$MC^{i^*}_M = M_{\alpha_M} \int_{t_{\text{н}\,i}}^{t_i} C^i_M(\Pi^*(t_i), \alpha(t_i \Pi^*(t_i)))\eta^i(t)dt - MC_{\text{Л}} \to$$

$$\to \min_{\Pi^*(t_i) \in G(\cdot)}, \qquad (5.2.6)$$

$$\Pi^*(t_i) = (\Pi^*_{\text{КСП}}, \Pi^*_{\text{СД}});$$

$$W_i[\Pi^*(t_i), N, \text{Ц}(t_i)] \geq W^{\text{зад}};$$

$$\text{Ц}(t_i) = \text{Ц}(t_i)^{\text{зад}};$$

$$t_i = t_i^{\text{зад}};\ t_i - t_{\text{н}_i} \leq T^{\text{зад}};\ [t_{i+1} - t_i] \in T_{\text{Э}},$$

где $\Pi^*(t_i)$ — параметры i-й модернизации; $MC_{\text{Л}}$ — среднее значение «ликвидного капитала», который имеет место при утилизации заменяемых подсистем; N — число модернизируемых комплексов; $t_{\text{н}_i}$ — время начала i-й модернизации; $T_{\text{Э}}$ — период эксплуатации;

$$C^i_M(\cdot) = C^{\text{р}}_M(\cdot) + C^{\text{с}}_M(\cdot) + C^{\text{в}}_M(\cdot), \qquad (5.2.7)$$

здесь $C^{\text{р}}_M$ — затраты на разработку модернизации, $C^{\text{с}}_M$ — затраты на создание заменяемых подсистем при модернизации; $C^{\text{в}}_M$ — затраты на переоборудование системы РК, ввод модернизаций в эксплуатацию.

Проведение исследований модернизации РК представляет собой «возмущение» сложившейся схемы многоуровневого управления разработкой. Целевая функция, функциональные и параметрические ограничения задачи определяются сложившейся схемой исследования и характером проводимых мероприятий (составом и способом замены подсистем).

Ранее показано, что затраты на разработку и создание систем ЛА определяет соотношение:

$$C^{\text{СЛА}}_{\text{РС}} = C_{\text{р}}(C^1_{\text{РК}})(1+E)^{\tau_1} + \frac{N^{1-\alpha}}{1-\alpha}(1+E)^{\tau_2} C^1_{\text{РК}}, \qquad (5.2.8)$$

где $C_{\text{р}}(C^1_{\text{РК}}) = C_{\text{НИР}}(C_{\text{ОКР}}) + C_{\text{ОКР}}(C^1_{\text{РК}})$; $C^1_{\text{РК}}$ — затраты на производство первого экземпляра; N — число РК в системе ЛА; α — коэффициент; $\eta^i = (1+E)^{\tau_i}$ — коэффициент дисконтирования, $i = 1, 2$; E — нормативный коэффициент; τ_i — время приведения затрат.

При $C_{\text{НИР}} = K_{\text{НИР}} C_{\text{ОКР}}$; $C_{\text{ОКР}} = \dfrac{\gamma_{\text{ОКР}} N_{\text{оп}}}{\beta_{\text{ЛКИ}}} C^1_{\text{РК}}$

имеем $C_{\text{р}}(\cdot) = (K_{\text{НИР}} + 1)\dfrac{\gamma_{\text{ОКР}} N_{\text{оп}}}{\beta_{\text{ЛКИ}}} C^1_{\text{РК}} = A\gamma_{\text{ОКР}} \times$

$\times N_{\text{оп}} C^1_{\text{РК}}$; $A = (K_{\text{НИР}} + 1)/\beta_{\text{ЛКИ}}$, где $\gamma_{\text{ОКР}}$ — отношение общего числа испытаний к количеству образцов, предназначенных для ЛКИ; $\beta_{\text{ЛКИ}}$ — доля затрат на ЛКИ в затратах на ОКР; $K_{\text{НИР}}$ — отношение затрат на НИР к затратам на ОКР; $N_{\text{оп}}$ — количество опытных образцов для ЛКИ.

Таким образом,

$$C^{\text{СЛА}}_{\text{РС}} = \left[A\gamma_{\text{ОКР}} N_{\text{оп}} (1+E)^{\tau_1} + \frac{N^{1-\alpha}}{1-\alpha}(1+E)^{\tau_2} \right] C^1_{\text{РК}}, \qquad (5.2.9)$$

где $C^1_{\text{РК}} = C^1_{\text{БОСН}} + C^1_{\text{БСР}} + C^1_{\text{СД}} + C^1_{\text{СНОБ}} + C^1_{\text{СУ}}$.

В случае перспективных исследований при определении соответствующих затрат $C^1_{\text{РК}}$ с учетом ограниченности области применения можно воспользоваться полиномиальными зависимостями.

Тогда

$$C^1_{\text{БОСН}} = C_{\text{бб}} + C_{\text{КСП}} = n_{\text{бб}} \overline{C}_{\text{бб}} q^{\alpha_1} + \overline{C}_1 n_1 + \overline{C}_2 n_2 + \overline{C}_3 n_3;$$

$$C^1_{\text{БСР}} = \overline{C}_{\text{БСР}} \Delta R^{\beta_1} \sigma^{\beta_2} n^{\beta_\Sigma}_{\Sigma}, \qquad (5.2.10)$$

где $n_\Sigma = n_{\text{бб}} + n_1$; $C^1_{\text{СД}} = \overline{C}_{\text{СД}} L^{\bar{\gamma}_1} n^{\bar{\gamma}_2}_{\text{сі}} m^{\bar{\gamma}_3}_{\text{ПП}} n^{\bar{\gamma}_4}_{\text{СД}}$; $C^1_{\text{СНОБ}} =$

$= \overline{C}_{\text{СНОБ}} \Delta P^{\bar{\varphi}_1} l^{\bar{\varphi}_2}_{\text{ш}} d^{\bar{\varphi}_3}_{\text{ш}} m^{\bar{\varphi}_4}_0$; $C^1_{\text{СУ}} = \overline{C}_{\text{СУ}} m^{\bar{\varepsilon}_1}_{\text{СУ}} \sigma^{\bar{\varepsilon}_2}_{\text{СУ}} P^{\bar{\varepsilon}_3}_{\text{СУ}}$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Кроме целевой функции, модель содержит соотношения, определяющие эффективность выполнения системой РК поставленной задачи, и функциональные связи, задающие область изменения варьируемых параметров. Эффективность зависит от параметров и характеристик РК, а также от характеристик цели, т. е.

$$W = W(q, n_{\text{бб}}, P_{\text{ПРО}}, \sigma_1, \sigma_2, \Delta P, K_{\text{Г}}, P, \mathbf{Ц}), \tag{5.2.11}$$

где q — мощность боевого заряда; $n_{\text{бб}}$ — число блоков СО; $P_{\text{ПРО}}$ — вероятность преодоления противоракетной обороны противника; σ_1, σ_2 — точности выведения СО и разведения блоков соответственно; ΔP — защищенность стартовой позиции, состав и характеристики противоракетной обороны; $K_{\text{Г}}$ — коэффициент готовности; P — вероятность нормального пуска и функционирования ЛА в полете; $\mathbf{Ц}$ — вектор характеристик цели, $\mathbf{Ц} = \{R_{\text{ц}}, P_{\text{р}}, \Delta P\}$, $R_{\text{ц}}$ — радиус цели, $P_{\text{р}}$ — вероятность разведанности цели.

Внешние и внутренние, функциональные и параметрические связи в модели отражают условия существования (должны выполняться общие законы сохранения энергии, массы, габаритов) и функционирования объекта. Для оценки массовых и габаритных характеристик составляющих частей РК на начальном этапе разработки используются эмпирические соотношения:

$$m_{\text{СО}} = m_{\text{бб}} n_{\text{бб}} + m_{\text{БСР}} + n_1 \overline{m}_1 + n_2 \overline{m}_2 + n_3 \overline{m}_3,$$

где

$$\begin{aligned}
&m_{\text{бб}} = \overline{m}_{\text{бб}} q^{\varphi};\\
&m_{\text{БСР}} = \overline{m}_{\text{БСР}} (n_1 + n_{\text{бб}}) R_3^l;\\
&m_0 = \overline{m}_0 m_{\text{СО}}^{\xi_1} L^{\xi_2} n_{\text{ст}}^{\xi_3};\ m_0 \le m_0^{\text{зад}};\\
&l_{\text{СД}} = \overline{\nu}_1 \exp(\overline{\nu}_2 m_{\text{СО}} + \overline{\nu}_3 L + \overline{\nu}_4 n_{\text{ст}});\\
&l_{\text{СД}} \le \overline{k}_1 l_{\text{ш}};\\
&\max_i \{d_{\text{СД}}\} \le \overline{k}_{\text{ш}} d_{\text{ш}};\\
&d_{\text{СО}} \le \min\{d_{\text{СД}}\},
\end{aligned} \tag{5.2.12}$$

где $l_{\text{ш}}$, $d_{\text{ш}}$ — длина и диаметр шахтного сооружения соответственно.

В приведенных соотношениях чертой отмечены коэффициенты модели. Состав функциональных связей совершенствуется по мере ведения работ над проектом, что обусловлено, прежде всего, расширением представлений о системе, растущим объемом работ над подсистемами, рассмотрением различных сторон существования объекта, необходимостью управления многоуровневым процессом формирования проекта. Так, более явными могут быть габаритные ограничения, при разработке СУ потребуются данные о перемещении центра тяжести ЛА в полете и т.д.

Зависимости типа (5.2.10), (5.2.12) справедливы при заданных границах изменения параметров управления. Определение коэффициентов модели проводят по данным прототипов, уточнение их возможно по данным разработки подсистем на нижнем уровне управления, когда реализуется согласованная многоуровневая оптимизация.

При анализе модернизации РК происходит деформация исходной проектной модели. Когда совершенствуют КСП СО и проводят замену ЛА, при заданных L, $n_{\text{ст}}$, $P_{\text{СД}}$ затраты на новый ЛА или модификацию будут определяться соотношением

$$C_{\text{СД}}^* = \overline{C}_{\text{СД}}^* m_{\text{СО}}^{\gamma_3}, \tag{5.2.13}$$

где $C_{\text{СД}}^* = \overline{C}_{\text{СД}} L_{\text{зад}}^{\overline{\gamma}_1} n_{\text{ст зад}}^{\overline{\gamma}_2} P_{\text{СД}}^{\overline{\gamma}_4}$; $\underline{m_{\text{СО}}} \le m_{\text{СО}} \le \overline{m_{\text{СО}}}$; $\overline{C}_{\text{СД}}^*$ — коэффициент.

Аналогично при заданных $\Delta R, \sigma_1, n_{\text{бб}}$ для КСП и БСР имеем:

$$\begin{aligned}
C_{\text{БСР}}^* &= \overline{C}_{\text{БСР}}^* + \overline{C}_{\text{БСР}}^{**} n_1;\\
C_{\text{КСП}}^* &= \overline{C}_1^* n_1 + \overline{C}_2^* n_2 + \overline{C}_3^* n_3,
\end{aligned} \tag{5.2.14}$$

где $\overline{C}_{\text{БСР}}^*$, $\overline{C}_{\text{БСР}}^{**}$, $\overline{C}_{1,2,3}^*$ — коэффициенты.

Тогда затраты на первый образец заданного вида модернизации РК составят

$$C_{\text{РК}}^* = C_{\text{СД}}^* + C_{\text{БСР}}^* + C_{\text{КСП}}^*, \tag{5.2.15}$$

затраты на модернизацию систем ЛА:

$$C^{\text{СЛА}} = \left[A \gamma_{\text{ОКР}} N_{\text{оп}} (1+E)^{\tau_1} + \frac{N^{1-\alpha}}{1-\alpha} (1+E)^{\tau_2} \right] C_{\text{РК}}^1 - C_{\text{Л}}, \tag{5.2.16}$$

где $C_{\text{Л}}$ — ликвидный капитал.

Одновременно с целевой функцией уточняют функциональные ограничения по массе и габаритам. При заданных $n_{\text{ст}}$, L они примут вид:

$$\begin{aligned}
m_0^* &= \overline{m}_0^* m_{\text{СО}}^{\xi_1};\\
l_{\text{СД}}^* &= \overline{\nu}_1^* \exp(\overline{\nu}_2^* m_{\text{СО}}).
\end{aligned} \tag{5.2.17}$$

Тогда задача оптимизации параметров модернизации РК сводится к поиску n_1, n_2, n_3, при которых выполняется условие $W(\cdot) \geq W + \Delta W$ и ограничения (5.2.17), целевая функция (5.2.16) достигает минимума.

Решение может не существовать из-за невыполнения внешних и внутренних ограничений. В таком случае обсуждают иные виды модернизации:

1) при заданном составе используют другой способ замены подсистем. В этом случае соотношения модели (5.2.13)–(5.2.17) не меняются, отличаются лишь коэффициенты, и можно добиться выполнения ограничений;

2) рассматривается более широкая модернизация иного состава, при этом меняются соотношения модели.

Таким образом, в зависимости от характера модернизации РК имеет место динамика связей. При формировании проектной модели модернизации на основе базовой варьируются ее основные компоненты — параметры управления, целевая функция, функциональные и параметрические ограничения. Если альтернативные варианты модернизации отличаются лишь различным характером замены подсистем, так как состав замены постоянен, то в модели меняются лишь коэффициенты. Их определение проводится при комплексном анализе модернизации и замены.

Задача модернизации РК, связанная с изменением типа базирования

На эффективность применения РК влияет защищенность старта и способ базирования. В условиях неопределенности применения РК с подвижным базированием при ограниченных затратах на средства противоракетной обороны могут быть более предпочтительны. В последнее время обсуждаются варианты РК подвижного базирования — железнодорожного, грунтового, авиационного, морского. Целесообразно при этом поставить вопрос о возможности использования существующих ЛА в комплексах подвижного базирования или, другими словами, вопрос создания комплексов подвижного базирования на основе существующих стационарных. Речь может идти также о создании системы ЛА, включающей модернизацию РК стационарного и подвижного базирования, в связи с этим вызникает проблема создания малогабаритных унифицированных ЛА инвариантного базирования.

В данном случае проведем сравнительный анализ двух схем такой модернизации: в первом случае модернизация связана лишь с заменой стартовых устройств, во втором при модернизации РК одновременно с заменой старта проводится доработка ЛА.

Анализ показывает, что здесь не справедливо сделанное выше предположение о сравнительной неизменности, одинаковости затрат на эксплуатацию различных модернизаций. Так, в процессе эксплуатации происходит старение элементов ЛА, и в частности, заряды РДТТ, снижается надежность пуска. Даже в стационарных условиях эксплуатации периодически проводится смена ЛА. При подвижном базировании интенсивность старения выше, частота смены больше, растут затраты на эксплуатацию, которые при сравнительном анализе вариантов модернизации необходимо учитывать.

Затраты на модернизацию системы ЛА определяются зависимостью

$$MC_M^i = M_{\alpha_M} \int_{H_i}^{t_i} C_M^i(\Pi^*(t_i), \alpha(t_i, \Pi^*(t_i)))\eta^i(t)dt +$$

$$+ M_{\alpha_э} \int_{t_i}^{t_{i+1}} C_э^i\{\Pi^*(t), P_э[t_i, \Pi^*(t_i)], N, d_э[t_i, \Pi^*(\cdot)]\}\eta^э(t)dt -$$

$$- MC_Л \to \min, \qquad (5.2.18)$$

где MC_M^i — средние приведенные на модернизацию РК в системе ЛА и на эксплуатацию в течение $T_э = t_{i+1} - t_i$. Первое слагаемое — средние затраты на создание подвижных стартовых комплексов, второе — средние приведенные затраты на эксплуатацию модернизированной системы ЛА; $MC_Л$ — среднее значение ликвидного капитала.

В случае, когда проводится замена только СНОБ:

$$C_M^i(\cdot) = C_{СНОБ}(\cdot),$$

при расширении состава замены:

$$C_M^i(\cdot) = C_{СНОБ}(\cdot) + C_{ЛА}(\cdot),$$

где $C_{СНОБ}$ — затраты на создание подвижнн стартовых комплексов; $C_{ЛА}$ — затраты на создание модификаций ЛА.

Затраты на эксплуатацию модернизированной системы ЛА:

$$C_э^i = C_l + C_э^*,$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где C_l — затраты на восстановление системы РК; $C_э^*$ — затраты на эксплуатацию без затрат на восстановление.

Приведенные средние затраты на восстановление системы ЛА с подвижным базированием определяются в данном случае соотношением:

$$M\int C_c(\cdot)\eta(t)dt = \sum_{i=1}^{m} C_{СД}^{l} N\eta(\tau_{пр\,i}) + C_{СД}^{l} N_д^*;$$
$$\tau_{пр\,i} = (t_i - t_0) + \frac{\Delta\tau}{2}, \qquad (5.2.19)$$
$$\eta(\tau_{пр\,i}) = (1+E)^{\tau_{пр}},$$
$$N_д^* = N_{доп} - mN,$$

где $C_{СД}^{l}$ — затраты на создание СД при серийном производстве и мероприятия по переоснащению комплекса; N — число СД в системе ЛА; $N_{доп}$ — число дополнительно производимых СД при эксплуатации системы в течение $T_э = t_i - t_{i-1}$, лет; $\Delta\tau$ — период восстановления; $\eta(\tau_{пр\,i})$ — коэффициент дисконтирования.

Средние приведенные эксплуатационные затраты на один РК подвижного базирования определяются соотношением

$$M\int C_э(\cdot)\eta(t)dt = C_э^{l} N t_э \eta_i^э(\tau_{э\,i}^{пр}),$$
$$\tau_{э\,i}^{пр} = \frac{t_{i+1} - t_i}{2}. \qquad (5.2.20)$$

Для оценки затрат на создание модификаций ЛА используются зависимости, приведенные выше. Приведем соотношения, определяющие затраты на создание стартового комплекса подвижного базирования.

При расчете затрат на НИР, ОКР и серийное производство стартовых комплексов подвижного базирования (грунтового) основными являются данные о ЛА (m_0, l, d_{max}), данные о типе и составе стартового комплекса [9].

В состав технологического оборудования грунтового комплекса входят машины стартовые, управления и обеспечения, обслуживающие.

Затраты на производство стартового комплекса грунтового базирования ЛА определяются по формуле

$$C_{гр} = \sum_{i=1}^{m} C_{M_i} + C_{сс} + C_{мо}, \qquad (5.2.21)$$

где C_{M_i} — стоимость производства i-го элемента механического оборудования комплекса; m — число элементов механического оборудования; $C_{мо}$ — нормативная стоимость машин обслуживания; $C_{сс}$ — стоимость специальных систем комплекса.

Групповой комплекс может быть сформирован как на базе самоходного шасси, так и в виде автопоезда. В зависимости от этого расчет затрат на механическое оборудование производят по зависимостям, представленным в табл. 5.2.1.

5.2.1. Зависимости определения затрат на механическое оборудование

Механическое оборудование	Расчетная зависимость
Корпус	$C_к = m_\Sigma^{a_{71}}$
Стрела	$C_{ст} = a_{72} m_\Sigma^{a_{73}} L_{ТПК}^{a_{74}}$
Артиллерийская часть	$C_а = a_{75} m_\Sigma^{a_{76}} L_{АЧ}^{a_{77}}$
Гидропривод стрелы	$C_г = m_\Sigma^{a_{78}}$
Рама полуприцепа	$C_{рп} = a_{79} m_\Sigma^{a_{80}} L_{ТПК}^{a_{81}}$
Гидросистема	$C_{гс} = \text{const}$
Механизм горизонтирования	$C_{мг} = \text{const}$
Система терморегулирования	$C_{ст} = \text{const}$
Обслуживающие системы полуприцепа	$C_{об} = \text{const}$
Транспортно-пусковой контейнер	$C_{ТПК} = a_{45} K_к L_{ТПК}^{a_{46}} D_{ТПК}$
Самоходное шасси	По нормативам
Тягач	По нормативам

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В табл. 5.2.1 приняты следующие обозначения:

$a_{71}, ..., a_{81}$ — статистические коэффициенты; m_Σ — масса соответствующего оборудования; $L_{\text{ТПК}}$ — размер транспортно-пускового контейнера; $D_{\text{ТПК}}$ — диаметр транспортно-пускового контейнера; $K_{\text{к}}, K_{\text{р}}$ — конструктивные и расчетные коэффициенты соответственно.

Суммарная стоимость специальных систем комплекса определяется в виде $C_{\text{сс}} = C_{\text{ппэо}} + C_{\text{сдук}} + C_{\text{св}} + C_{\text{пр}} + C_{\text{тп}}$, где $C_{\text{ппэо}}$ — затраты на проверочно-пусковое электрооборудование; $C_{\text{сдук}}$ — затраты на средства дистанционного управления и контроля; $C_{\text{пр}}$ — затраты на систему прицеливания; $C_{\text{тп}}$ — затраты на аппаратуру топопривязки.

Расчеты на НИР и ОКР стартового комплекса производятся по зависимостям $C_{\text{СКР}} = C_{\text{пр}} N_{\text{КИ}} / \beta$; $C_{\text{НИР}} = K_{\text{НИР}} C_{\text{СКР}}$, где $N_{\text{КИ}}$ — число конструкторских испытаний; β, $K_{\text{НИР}}$ — статистические коэффициенты.

Процесс изменения затрат в случае модернизации комплекса и замены способа базирования приведен на рис. 5.2.3. Там же показана функция изменения эффективности.

Оценка эффективности комплекса подвижного базирования. Определение сроков восстановления.

Эффективность действия РК зависит от ряда факторов. При оценке перспективных

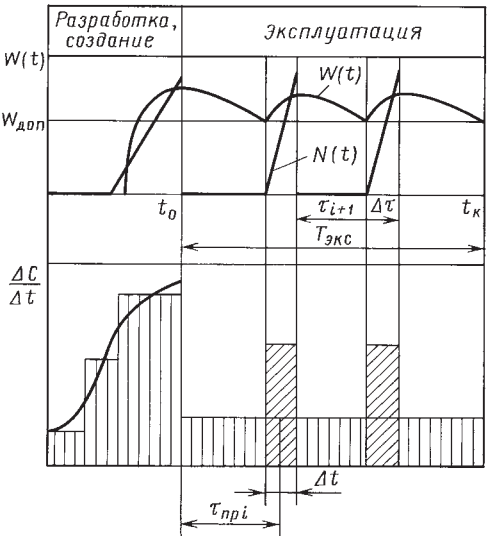


Рис. 5.2.3. Изменение затрат в случае модернизации комплекса и замены способа базирования

вариантов техники используется интегральная зависимость, которую можно представить в виде:

$$W = 1 - [P_{\text{ЛА}}(t), P_{\text{г}}, P]^N, \qquad (5.2.22)$$

где $P_{\text{г}}$ — вероятность готовности комплекса к применению при поступлении команды на пуск и успешного пуска ЛА; $P_{\text{ЛА}}(t)$ — вероятность безотказного функционирования ЛА в полете; P — вероятность непоражения СО, безотказного действия их у цели; N — число комплексов. $P_{\text{г}}$ является комплексным показателем, учитывающим также непоражение РК к моменту прихода команды на пуск. Переход к подвижному базированию ухудшает возможность поражения комплекса, следовательно, приводит к увеличению $P_{\text{г}}$.

При проведении сравнительных оценок будем предполагать, что на надежность (долговечность) ЛА при эксплуатации основное влияние оказывают свойства заряда РДТТ. Тогда $W_{\text{ТК}} = W[N, P_{\text{ЛА}}(t), P_{\text{г}}]$.

Используя соотношение $P_{\text{ЛА}}^{\text{зад}} = P_{\text{ЛА}}(t)$ при заданных эксплуатационных нагрузках, обусловленных типом базирования и характером движения, найдем временный интервал между моментами восстановления системы РК. В общем случае $\tau_i = f(P_{\text{ЛА}}^{\text{зад}}, x_1, x_2)$, где x_1, x_2 — параметры, определяющие прочностные свойства конструкции заряда ЛА и условия транспортировки и нагружения соответственно.

Если воспользоваться соотношением [4] (при допущении о непрерывности n), то

$$p^{\text{зад}} = p^0 \exp[\int \lambda(n, x_1, x_2) dn], \qquad (5.2.23)$$

где $\lambda(\cdot)$ — функция интенсивности отказов; n — приведенное по частоте число циклов нагружения; p^0 — коэффициент. Если при заданных x_1, x_2 предположить, что $\lambda(\cdot) = \exp(kn)$, где k — статистический коэффициент, то можно найти допустимое число циклов нагружения $n_{\text{пред}}$, при котором надежность функционирования ЛА не ниже заданного значения $P_{\text{зад}}$:

$$n_{\text{пред}} = \frac{1}{k} \ln\left(\frac{1}{k} \ln \frac{P_{\text{зад}}}{P_0}\right). \qquad (5.2.24)$$

Тогда τ_i и число восстановлений модернизированного РК при эксплуатации можно найти, используя соотношение [9] для накопленной усталости

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\nu_{\text{Т}} = \sum_{\nu} \frac{n_{\text{Ц расх}}}{n_{\text{Ц пред}}(P_{\text{зад}})}; \qquad (5.2.25)$$

$$\tau_i = \tau_M \frac{\nu_{\text{Т пред}}}{\nu_{\text{Т}}}; \qquad (5.2.26)$$

$$n_{\text{восст}} = \left[\frac{T_{\text{э}}}{\tau_i + \Delta\tau} \right], \qquad (5.2.27)$$

где $\nu_{\text{Т}}$, $\nu_{\text{Т пред}}$ — результирующая за один проход по маршруту и предельная величины накопленной усталости соответственно; $\sum_{\nu}$ — знак суммирования по возможным амплитудам колебания; $n_{\text{Ц расх}}$, $n_{\text{Ц пред}}$ — расчетное и предельно допустимое число циклов нагружения при заданной амплитуде колебаний соответственно; τ_M — время движения по маршруту; $n_{\text{восст}}$ — число восстановлений при эксплуатации.

Следовательно, дополнительно произведенные ЛА в период эксплуатации определяются следующим образом:

$$N_{\text{доп}} = N\left[\frac{T_{\text{э}}}{\tau_i + \Delta\tau} \right] + \frac{N}{\Delta\tau}\left(T_{\text{э}} - \left\{ \left[\frac{T_{\text{э}}}{\tau_i + \Delta\tau} \right](\tau + \Delta\tau) \right\} - \tau_i \right).$$

Разработка модификации ЛА ведет к дополнительным затратам. Упрочнение конструкции модификации ЛА приводит к ухудшению ее ЛТХ по отношению к базовому объекту, растут затраты на создание, однако при этом увеличивается τ_i, что при длительной эксплуатации сокращает число восстановлении и снижает затраты в период эксплуатации.

Сравнивая далее два варианта модернизации комплекса подвижного (грунтового) базирования будем полагать, что его характеристики заданы технико-экономическими свойствами его составных частей, жесткостными свойствами амортизации, скоростью движения и особенностями маршрута.

Такой подход отражает важный практический случай, когда используются унифицированные транспортные средства или модификации данных базовых. Анализ показывает, что создание новых транспортных средств приводит к значительным дополнительным затратам и делает такой вариант неконкурентноспособным.

Задача оценки характеристик РК при модернизации, связанной с изменением способа базирования (без создания модификации ЛА), формулируется следующим образом.

При заданных характеристиках базового РК и элементов, параметрах подвижного СК и особенностях эксплуатации требуется определить число восстановлений $n_{\text{восст}}$, затраты на модернизацию и эксплуатацию в течение T лет для N РК подвижного базирования с эффективностью не ниже заданного уровня $W_{\text{зад}}$.

В альтернативном случае, когда при модернизации РК одновременно с заменой СК создается модификация ЛА, задача модернизации РК формулируется так.

При заданных характеристиках базового РК и составных частей, параметрах подвижного СК и особенностей эксплуатации требуется определить параметры модификации ЛА и число $n_{\text{восст}}$ восстановлений, при котором затраты на модификацию и эксплуатацию в течение T лет с эффективностью не ниже заданного уровня $W_{\text{мод}}^{\text{зад}} \geq W_{\text{баз}}^{\text{зад}}$ будут минимальны.

Таким образом, рассмотрены три основные задачи модернизации РК, когда в целях повышения эффективности использования совершенствуются СО, изменяется способ базирования. Исследование модернизации РК носит комплексный взаимообусловленный характер, включает анализ заменяемых частей, вопросы создания модификации ЛА. Приведены основные соотношения математических моделей эффективности и затрат $(i-1)$-го уровня управления разработкой. Модели модернизации РК представляют на основе базовой проектной.

5.2.4. ЗАДАЧА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИКАЦИЙ ЛА. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Свойства комплекса во многом определяются совершенством ЛА. На начальном этапе использования РК такая ведущая роль ЛА была особенно очевидна. Сейчас, когда достигнут значительный уровень совершенства ЛА, увеличение эффективности системы РК обеспечивается также другими составляющими элементами (СО, СНОБ, СУ).

Однако анализ показывает, что модернизация РК в большинстве случаев включает доработку или замену ЛА. Так, совершенствование СО обычно связано с увеличением массы и, следовательно, для выполнения задачи при заданной дальности стрельбы необходим новый ЛА. Доработка ЛА требуется при повышении защищенности старта в случае стационарного шахтного базирования или при измене-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нии типа базирования. Так как объем вносимых при этом изменений может быть значительным, а также по причине быстрого старения, сравнительно небольшой стоимости, сложности организации переоборудования на позиции, высокой ответственности при использовании и т.д. базовый ЛА обычно заменяется новым — его модификацией.

Совершенствование ЛА при ведении модернизации РК играет активную или пассивную роль. Создание модификаций может стимулировать доработку других подсистем РК или, наоборот, быть следствием их изменения, т.е. в первом случае исследование идет «снизу вверх», во втором — «сверху вниз».

Анализ показывает, что схема исследования в любом случае общая — задача сводится к оценке и поиску оптимальных параметров модификации. При широком рассмотрении речь идет о формировании проектной модели модернизации РК, в узком — об организации согласованной оптимизации. Следовательно, в зависимости от исходной позиции постановка задачи поиска оптимальной модификации ЛА будет меняться. Так, в первом случае — оптимизация параметров модификации ЛА в целях максимизации массы полезной нагрузки (или дальности пуска) при ограниченных затратах на доработку, во втором — необходимости обеспечения заданного прироста $\Delta m_{\text{ПГ}}$ (или ΔL) при минимальных затратах на доработку. Первая задача обратная к второй, поэтому далее подробно рассматривается лишь вторая задача.

Основное внимание необходимо уделить формированию многоуровневой модели для исследования модификаций ЛА, динамике связей. При этом будем полагать, что разработчику известна схема многоуровневого исследования базового ЛА, состав решаемых задач и моделей, т.е. разработчик базового ЛА и модификации один и тот же.

Модификация — процесс создания на основе базового видоизмененного изделия с более высокими технико-экономическими характеристиками. Видоизменение — использование иных (новых) подсистем в ЛА (двигателей, конструкции и т.д.), что дает возможность увеличить качество модификации. В этом случае следует связать формирование модели модификации с исходной проектной и рассматривать ее как деформацию исходной.

Рассмотрим подробнее модель затрат для оценки модификаций ЛА — целевую функцию в задаче проектирования ЛА. Средние приведенные затраты на создание СД (ЛА с РДТТ) включают затраты на НИР, ОКР, серийное производство и определяются соотношениями [2, 4]:

$$MC_{\text{СД}} = MC_{\text{НИР}}(1+E)^{\tau_1} + MC_{\text{ОКР}}(1+E)^{\tau_2} + \\ + M(C_{\text{ЛА}} + C_{\text{СУ}})(1+E)^{\tau_3}, \qquad (5.2.28)$$

где

$$C_{\text{НИР}} = K_{\text{НИР}} C_{\text{ОКР}}; \qquad (5.2.29)$$

$$C_{\text{ОКР}} = C_{\text{ОКР}_{\text{ЛА}}} + C_{\text{ОКР}_{\text{СУ}}} + \sum_{i=1}^{n} C_{\text{ОКР}_{\text{ДУ}\,i}}; \qquad (5.2.30)$$

$$C_{\text{ЛА}} = + \sum_{i=1}^{n} (C^1_{\text{К}_i} + C^1_{\text{ДУ}_i} + C^1_{\text{Т}_i}) \frac{N^{1-\alpha_{\text{ЛА}}}}{1-\alpha_{\text{ЛА}}}; \qquad (5.2.31)$$

$$C_{\text{СУ}} = C^1_{\text{СУ}} \frac{N^{1-\alpha_{\text{СУ}}}}{1-\alpha_{\text{СУ}}}; \qquad (5.2.32)$$

$$C^1_{\text{К}_i} = a_6 (m^{a_7}_{\text{хо}_i} + m^{a_7}_{\text{но}_i} + m^{a_7}_{\text{нд}_i}); \qquad (5.2.33)$$

$$C^1_{\text{ДУ}_i} = a_8 m^{a_9}_{\text{ДУ}}; \qquad (5.2.34)$$

$$C_{\text{Т}_i} = \text{Ц}_{\text{Т}_i} m_{\text{Т}_i}; \qquad (5.2.35)$$

$$C_{\text{СУ}} = a_1 L^{a_2}_{\max} K^{a_3}_{G_{\text{СУ}}} \sqrt{\rho} \Delta L^{a_4} \delta^{a_5}. \qquad (5.2.36)$$

Составляющие затрат на ОКР определяются следующим образом:

$$C_{\text{ОКР}_{\text{ЛА}}} = a_{23} L^{a_{24}}_{\max} \left(\frac{C_{\text{ЛА}}}{10^3} \right)^{a_{25}} \left(\frac{m_{01}}{m_{\text{ПГ}}} \right)^{a_{26}}; \qquad (5.2.37)$$

$$C_{\text{ОКР}_{\text{ДУ}_i}} = a_{41} C^{a_{42} a_{43} e^{a_{44} P_{\text{ЛКИ}}}}_{\text{ДУ}_i}; \qquad (5.2.38)$$

$$C_{\text{ОКР}_{\text{СУ}}} = a_{27} K^{a_{28}}_{G_{\text{СУ}}} L^{a_{29}}_{\max} \Delta L^{a_{30}}. \qquad (5.2.39)$$

Здесь $C_{\text{НИР}}$, $C_{\text{ОКР}}$ — затраты на НИР и ОКР; $(1+E)^{\tau}$ — коэффициент дисконтирования затрат; $K_{\text{НИР}}$ — статистический коэффициент; $C_{\text{ОКР}_{\text{ЛА}}}$, $C_{\text{ОКР}_{\text{СУ}}}$, $C_{\text{ОКР}_{\text{ДУ}\,i}}$ — затраты на опытную отработку ЛА в целом, СУ и ДУ i-х ступеней; $C_{\text{ЛА}}$ — затраты на изготовление ЛА; $C^1_{\text{Д}_i}$, $C^1_{\text{ДУ}_i}$, $C^1_{\text{Т}_i}$ — затраты на производство первых образцов корпуса, ДУ и топлива для i-й ступени ЛА; N — число выпускаемых СД; $\alpha_{\text{ЛА}}$, $\alpha_{\text{СУ}}$ — статистические коэффициенты, учитывающие снижение затрат на производство N-го образца ЛА и СУ; $C_{\text{СУ}}, C^1_{\text{СУ}}$ — затраты на изготовление партии и одного опытного образца СУ; $m_{\text{хо}_i}, m_{\text{по}_i}, m_{\text{нд}_i}, m_{\text{ДУ}_i}, m_{\text{Т}_i}$ — массы хвостового отсека, приборного отсека, переходного отсека, ДУ и топлива i-й ступени ЛА; $\text{Ц}_{\text{Т}_i}$ — цена топлива i-й ступени; $K_{G_{\text{СУ}}}$ — отношение суммарного веса СУ к ве-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

су аппаратуры СУ последней ступени; ρ — коэффициент сложности СУ ($\rho = 1..8$); ΔL — круговое вероятное отклонение, км; δ — готовность ЛА к пуску, мин; $m_{\text{ПГ}}, m_{0_1}$ — масса полезной нагрузки и начальная масса первой ступени; a_l — статистические коэффициенты модели, $l = 1...44$.

Видно, что затраты на модель являются функцией масс составляющих элементов: корпуса, двигателя, топлива. Поэтому можно записать:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА}}[m_i(\mu_{T_i}, n_{0_i}, d_i, P_{\text{уд}_i})], \qquad (5.2.40)$$

где $m_i(\cdot)$ — функции масс составляющих элементов; n_{0_i} — начальная перегрузка; $\mu_{T_i}, n_{0_i}, d_i, P_{\text{уд}_i}$ — основные проектные параметры, определяющие геометрические и массовые характеристики ЛА.

Масса конструкции ЛА зависит от запаса топлива и распределения его по ступеням для достижения заданной дальности $l_{\text{зад}}$ и перегрузок, возникающих при выведении, т.е. от тяговооруженности и типа траектории, определяемой функцией изменения углов тангажа.

При заданной конструктивно-компоновочной схеме весовая модель ЛА на i-м уровне управления разработкой содержит приведенное весовое уравнение для определения начальных масс ступеней:

$$m_{0i} = \frac{m_{0_{i+1}}(1 + K^2_{\text{по}_i}) + \text{Б}_i}{1 - K^2_{\text{хо}_i} - A_i \mu_{\text{Т}_i}}, \; i = 1...n, \qquad (5.2.41)$$

где

$$\begin{aligned} &m_{0_{n+1}} = m_{\text{ПГ}}; \\ &\text{Б}_i = K^1_{\text{ДУ}_i} + K^1_{\text{по}_i} + K^1_{\text{хо}_i}; \\ &\text{А}_i = 1 - K\omega_i + K^2_{\text{ДУ}_i}. \end{aligned} \qquad (5.2.42)$$

Соотношения, определяющие массы составляющих элементов:

$$\omega_i = \mu_{\text{Т}_i} m_{0i}; \qquad (5.2.43)$$

$$m_{0_i} = m_{\text{ПГ}} + \sum_{i=1}^{n} (m_{\text{ДУ}_i} + m_{\text{по}_i} + m_{\text{хо}_i} + m_{\text{СУ}_i}); \qquad (5.2.44)$$

$$m_{\text{ДУ}_i} = \omega_i + \Delta\omega_i + m_{\text{ДУ}_i}; \qquad (5.2.45)$$

$$\Delta\omega_i = K_{\omega i}\omega_i; \qquad (5.2.46)$$

$$m_{\text{ДУ}_i} = m_{K_i} + m_{C_i} + m_{\text{ДОС}_i} = K^1_{\text{ДУ}_i} + K^2_{\text{ДУ}_i}\omega_i; \qquad (5.2.47)$$

$$m_{\text{по}_i} = K^1_{\text{по}_i} + K^2_{\text{по}_i} m_{0_{i+1}}; \qquad (5.2.48)$$

$$m_{\text{хо}_i} = K^1_{\text{хо}_i} + K^2_{\text{хо}_i} m_{0_i}. \qquad (5.2.49)$$

Здесь m_{0_i} — масса i-й ступени; ω_i, $\Delta\omega_i$ — масса топлива и гарантийного запаса топлива; $m_{K_i}, m_{C_i}, m_{\text{ДОС}_i}$ — массы корпуса, сопла, деталей общей сборки i-го блока соответственно; $K^1_{\text{по}_i}, K^2_{\text{по}_i}, K^1_{\text{хо}_i}, K^2_{\text{хо}_i}, K^1_{\text{ДУ}_i}, K^2_{\text{ДУ}_i}, K_{\omega_i}$ — статистические коэффициенты модели.

На начальном этапе разработки коэффициенты модели определяют по данным прототипов, затем уточняют при доработке элементов конструкции.

Полученные соотношения дают возможность найти значение критерия — затраты на разработку и создание ЛА при заданных коэффициентах N, $\{\tau_i\}$, E, $K_{\text{НИР}}$, $\alpha_{\text{ЛА}}$, $\alpha_{\text{СУ}}$, $L_{\max}$, $K_{G_{\text{СУ}}}$, ΔL, δ, $P_{\text{ЛКИ}}$ приведенных ранее стоимостных и весовых моделях, проектных параметрах ($\mu_{T_i}, n_0, d_i, P_{\text{УД}_i}$) и управлении $\varphi(t)$.

Принимаемое решение должно удовлетворять ограничениям — по дальности стрельбы, габаритам, массе и т.д., состав которых может меняться и дополняться по мере разработки.

При баллистических расчетах определяют дальность стрельбы, находят нагрузки, действующие на ЛА в полете. В зависимости от этапа и целей исследования используют различные модели — от формулы Циолковского до подробных дифференциальных уравнений движения, которые определяют

$$L = L[\mu_{T_i}, n_{0_i}, d_i\, P_{\text{УД}_i}, \varphi(t)]. \qquad (5.2.50)$$

В данном случае используется дифференциальная балистическая модель, включающая модели аэродинамики и стандартной атмосферы. Подробное баллистическое решение позволяет исследовать изменение нагрузки на элементы конструкции модифицированных образцов в полете.

Для ведения баллистических расчетов с учетом аэродинамических сил определяют геометрию ЛА. В данном случае геометрическая модель при заданных d_i, ω_i, а также при известных размерах головной части (радиусе притупления r, угле полураствора конуса α диаметре в основании $d_{\text{СО}}$) позволяет найти длину блоков ЛА (l_i) и ЛА в целом ($l_{\text{ЛА}}$) (рис. 5.2.4):

$$l_{\text{ЛА}} = l_{\text{СО}} + \sum_{i=1}^{n} l_i; \qquad (5.2.51)$$

$$l_{\text{СО}} = (d_{\text{СО}}/2 - r(1 - \operatorname{tg}\alpha))/\operatorname{tg}\alpha; \qquad (5.2.52)$$

$$l_i = l_i^3 + l_i^{\text{пд}}; \qquad (5.2.53)$$

$$l_i^3 = K_{1_i} \frac{4\rho_{T_i}}{\pi d_i^2}; \qquad (5.2.54)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

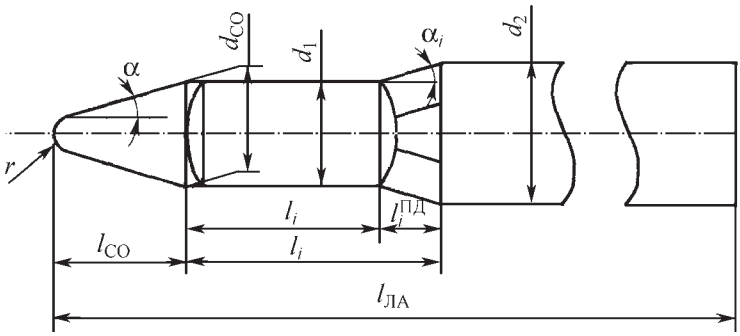


Рис. 5.2.4. Геометрия ЛА с РДТТ

$$l^{пд} = K_2 d_i; \qquad (5.2.55)$$

$$\operatorname{tg}\alpha_i = (d_i - d_{i-1}) / 2l_i^{пд}. \qquad (5.2.56)$$

Здесь K_{1_i}, K_{2_i} — эмпирические коэффициенты, которые уточняют при детальной проработке элементов ЛА; ρ_{T_i} — в приведенной модели плотность топлива i-й ступени; α_i — угол полураствора конуса переходного отсека i-й ступени.

Параметры $n_{0_i}, d_i, P_{уд_i}$ и $\varphi(t)$ косвенно влияют на затраты, определяя нагрузки в полете и, следовательно, значения коэффициентов массовых уравнений. Имеет место известное противоречие, усложняющее решение задачи баллистического проектирования: с одной стороны, выбор траектории полета и тяговых характеристик зависит от массовых характеристик ЛА, с другой — последние зависят от полетных нагрузок, типа траектории, т.е. от первых.

Обычно решение проводят методом последовательных приближений (подбором) — решают проектную задачу, потом проводят проверочные расчеты. На первом шаге используют приближенные модели, находят оптимальные проектные параметры и далее получают оценку решения на точных моделях. Если оно удовлетворяет ограничениям, то решение принимают.

Приближенные оценки находят также при упрощении самой постановки задачи. Полагают, например, заданными $P_{уд_i}, n_{0_i}, d_i, \varphi(t)$, $\kappa = \mu_{T_{i+1}} / \mu_{T_i}$. Коэффициенты весовых уравнений можно считать в данном случае неизменными и их можно найти по данным прототипов. Решение такой задачи сравнительно несложно, так как здесь имеет место широкий параметрический анализ.

Иногда, в целях обеспечения выполнения условия по дальности полета, при поиске точного решения варьируют (оптимизируют) часть проектных параметров. В целом реализуют ненаправленный поиск решения задачи, которое значительно усложняется при детализации проекта и расширении модели.

Анализ показывает, что использование многоуровневой модели объекта и алгоритма согласованного оптимизационного поиска позволяет построить регулярный метод решения задачи баллистического проектирования ЛА и его модификации. Действительно, организация адаптации коэффициентов весовой модели на каждом шаге поиска (обратная связь) и направленное сужение границ области возможных решений при исследовании на подробных моделях обеспечивают сходимость решения. Построенная таким образом схема комплексного многоуровневого исследования модификации ЛА рассмотрена далее.

Задача оптимизации параметров модификации ЛА

Изменение нагрузки на ЛА (увеличение массы полезного груза, дальности стрельбы, максимальная перегрузка на старте и т.д.) приводит к необходимости поиска нового решения — модификации базового ЛА. Возможны различные по характеру и объему вносимые изменения. В общем случае стоят задачи поиска оптимальной модификации базового ЛА, определения состава подсистем и параметров, при которых затраты на модификацию ЛА минимальны и выполняются требования $m_{CO} = m_{CO}^*$; $L(\cdot) \geq L^{зад}$ и др.

Так как обычно эвристический анализ дает возможность выделить конечное (сравнительно небольшое) число вариантов модификации, то задача поиска оптимальной модифика-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ции ЛА может быть сведена к оптимизации параметров вариантов и их сравнительной оценке. Далее остановимся именно на таком случае.

Пусть для определенности создаваемая модификация ЛА отличается от базового варианта двигателем третьей ступени. Используя проектные модели ЛА в принятой схеме многоуровневого исследования (5.2.28)–(5.2.50), получим модель для оценки характеристик данной модификации ЛА.

Целевая функция — математическое ожидание приведенных затрат на модификацию ЛА, включает затраты на НИР, ОКР и на создание и ввод в эксплуатацию N модифицированных ЛА без ликвидного капитала — средств, возвращаемых при утилизации заменяемых объектов:

$$MC^*_{\text{СД}} = MC^*_{\text{НИР}}(1+E)^{\tau_1} + MC^*_{\text{ОКР}}(1+E)^{\tau_2} + \\ + MC_{\text{ЛА}}(1+E)^{\tau_3} - MC_{\text{Л}}. \qquad (5.2.57)$$

Составляющие затрат определяются соотношениями (5.2.29)–(5.2.36).

Полагая, что испытания модификации ЛА проводят по полной программе, при определении затрат на ОКР зависимости (5.2.37), (5.2.38) запишем в виде:

$$C_{\text{ОКР}_{\text{ЛА}}} = a_{23} L^{a_{24}}_{\max} \left(\frac{C'_{\text{ЛА}}}{10^3} \right)^{a_{25}} \left(\frac{m^*_{01}}{m^*_{\text{П}}} \right)^{a_{26}}; \qquad (5.2.58)$$

$$C_{\text{ОКР}_{\text{ДУ 3}}} = a_{41} C'^{\,a_{42}}_{\text{ДУ}_3} a_{43} e^{a_{44} P_{\text{ЛКИ}}}, \qquad (5.2.59)$$

где m^*_{01}, $m^*_{\text{П}}$ — массы стартовая и полезного груза модификации ЛА, другие обозначения аналогичны приведенным ранее.

Для определения $m_{\text{хо}_3}, m_{\text{по}_3}, m_{\text{ДУ}_3}, m_{\text{Т}_3}$ используют весовую модель (5.2.41)–(5.2.49). При оптимизации параметров модификации заданного типа решение должно удовлетворять условиям по дальности пуска, габаритам, массе и т.д., определяемым соотношениями (5.2.50)–(5.2.56).

Тогда задачу оптимизации параметров модификации ЛА можно сформулировать следующим образом. При заданных базовом объекте, составе меняемых (и дорабатываемых) подсистем для заданного момента реализации определить параметры модификации ЛА, при которых выполняются указанные ограничения, а суммарные затраты на создание и эксплуатацию минимальны.

Формальная запись задачи оптимизации параметров модификации ЛА примет вид («*» обозначает принадлежность параметра модификации):

$$MC^*_{\text{СД}} = \\ = MC^*_{\text{СД}}[\mu_{\text{Т}_3}, n_{0_3}, d_3, P_{a_3}, P_{K_3}, \varphi(t), K'_{l_3}(\cdot), K'_{l_3}(\cdot)] \to \\ \to \min;$$

$$L(\cdot) = L^{\text{зад}};\ m^*_{\text{CO}} = m^{*\text{зад}}_{\text{CO}};\ \sum_{i=1}^{n} l_i(\cdot) \le l^{*\text{ зад}} - l_{\text{CO}};$$

$$\Gamma^*_{\text{CO}} = \Gamma^{*\text{зад}}_{\text{CO}};\ d_3 = d_{\text{CO}};\ d_3 \le d_2;$$

$$n^{\text{ст}}_{y\max} = n^{\text{зад}}_y;$$

$$m_{\text{д}_i} = m^{\text{зад}}_{\text{хо}_i};\ m_{\text{ПО}_i} = m^{\text{зад}}_{\text{ПО}_i};\ m_{\text{хо}_i} = m^{\text{зад}}_{\text{хо}_i}; \qquad (5.2.60)$$

$$P_{0_i} = P^{\text{зад}}_{0_i};\ \Gamma_i = \Gamma^{\text{зад}}_i;$$

$$P_{\text{уд}_i} = P^{\text{зад}}_{\text{уд}_i},\ i = 1,2;$$

$$\text{XT}_i = \text{XT}^{\text{зад}}_i,\ \ i = 1,2,3;$$

$$\underline{\mu_{T3}} \le \mu_{T3} \le \overline{\mu_{T3}};$$

$$\underline{n_{03}} \le n_{03} \le \overline{n_{03}};$$

$$\underline{P_{K_3}} \le P_{K_3} \le \overline{P_{K_3}};$$

$$\underline{P_{a_3}} \le P_{a_3} \le \overline{P_{a_3}},$$

где $\varphi(t)$ — функция изменения угла тангажа; XT — характеристики топлива.

В (5.2.60) определены основные ограничения, задающие область поиска решения и обусловленые внешними и внутренними связями СО с другими частями РК. Определены технико-экономические характеристики двигателей первой и второй ступеней, которые находят из базового решения. Если $\varphi(t)$ искать в классе кусочно-линейных функций, то последняя задача является n-мерной параметрической.

Анализ показывает, что сложность решения обусловлена двумя моментами:

1. Состав новых подсистем можно установить лишь в процессе анализа модификации ЛА (в модели от этого зависит состав векторов $\boldsymbol{K}^1_{l_3}(\cdot), \boldsymbol{K}^2_{l_3}(\cdot), l = \{x_0, \text{ПО}, \text{ДУ}\}$).

2. На решение оказывают влияние значения коэффициентов модели $\boldsymbol{K}^1_{l_3}(\cdot), \boldsymbol{K}^2_{l_3}(\cdot), \boldsymbol{l} = \{x_0, \text{ПО}, \text{ДУ}\}$. Данные коэффициенты определяют при детализации проекта, т.е. $\boldsymbol{K}^1_{l_3} = \boldsymbol{K}^1_{l_3}[\boldsymbol{\Pi}'_3, \boldsymbol{\Pi}'_{\Pi_3}, \boldsymbol{\Pi}_{\Pi_2}, \varphi(t)]; \boldsymbol{K}^2_{l_3} = \boldsymbol{K}^2_{l_3}[\boldsymbol{\Pi}'_3, \boldsymbol{\Pi}'_{\Pi_3}, \boldsymbol{\Pi}'_{\Pi_2}, \varphi(t)]$, где $\boldsymbol{\Pi}'_3 = (\text{ККС}, M_1, M_2)$ — вектор, определяющий *конструктивно-компоновочную схему* (*ККС*) двигателя третьей ступени, конструкционные материалы и материалы теплозащиты; $\boldsymbol{\Pi}'_{\Pi_3}, \boldsymbol{\Pi}'_{\Pi_2}$ — аналогичные векторы для переходных и хвостовых отсеков второй и третьей ступеней соответственно.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При реализации схемы многоуровневой согласованной оптимизации параметров модификации ЛА в зависимости от состава новых подсистем определяют вектор параметров управления, целевую функцию, функциональные и параметрические ограничения (состав $\boldsymbol{K}^1_{l_3}(\cdot), \boldsymbol{K}^2_{l_3}(\cdot)$). Внешние связи меняются, что обусловлено изменением нагрузки на систему и доработкой других составных частей.

В процессе оценки характеристик модификации ЛА проводят адаптацию моделей — определяют $\boldsymbol{K}^1_{l_3}(\cdot), \boldsymbol{K}^2_{l_3}(\cdot)$ по данным анализа заменяемых подсистем: двигателя, переходных отсеков. На $(i+1)$-м уровне управления разработкой получают необходимые данные при решении соответствующих проектных задач.

Рассмотрим подробнее вопросы организации комплексного исследования модификации ЛА, согласованной оптимизации параметров, практически исследуем основные закономерности.

5.2.5. ОРГАНИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ МОДИФИКАЦИИ ЛА. АЛГОРИТМ СОГЛАСОВАННОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Модернизацию РК проводят в целях повышения эффективности техники, и она связана с заменой составных частей: СО, ЛА, СНОБ, СУ. При замене ЛА, как показывает опыт, используют модификации базового объекта. Таким образом, исследование модернизации РК и создание модификации ЛА — взаимосвязанные задачи. Нагрузки на модификацию ЛА (массовые, габаритные и т.д.) устанавливают при анализе модернизации комплекса.

В свою очередь, возможности модификаций ЛА влияют на характер и эффективность модернизации РК. Более того, программы создания модификаций ЛА и модернизации РК связаны и взаимообусловлены. Поэтому определение сроков проведения работ и состав модификации ЛА проводят при анализе программы модернизации комплекса в планируемый период.

При комплексном исследовании модификации РН происходит увеличение размерности задачи, усложняется поиск решения. Рассмотрим вопросы организации совместных комплексных исследований модернизации РК и модификации ЛА, алгоритм согласованной оптимизации.

Анализ показывает, что при реализации метода многоуровневой согласованной оптимизации модификации ЛА проводят формирование многоуровневой модели объекта и подсистем, комплексное взаимосвязанное исследование модификации ЛА и подсистем, что позволяет адекватно отследить динамику связей в модели модификации ЛА, изменение области определения решения в моделях подсистем. В результате алгоритм организации работ при исследовании модификации ЛА можно представить в виде, показанном на рис. 5.2.5.

Из рис. 5.2.5 видно, что итерационный поиск оптимальной модификации ЛА включает три цикла. Во внешнем идет решение задачи оптимизации параметров модернизации РК, определяют требования к модификации ЛА; во внутренних оптимизируют состав и параметры модификации ЛА.

Организация комплексного исследования модификации ЛА (внутренний цикл) включает формирование состава и характера замены подсистем, многоуровневой модели модернизации (деформация исходной модели $(i-1)$-го уровня; на i-м уровне управления разработка модели заменяемых подсистем); оптимизация параметров модификации на адаптированной модели (согласованный оптимизационный поиск на моделях двухуровневой детализации); проведение анализа влияния замены на характеристику других подсистем; оценка эффективности модернизации РК.

При невыполнении условий существования по нагрузке проводят целенаправленное расширение модернизации, поиск иных форм замены. Создание модификации ЛА приводит к изменению нагрузки на базовые подсистемы; в таком случае необходима проверка на существование неизменяемых (базовых) подсистем. Другими словами, если в модификации используют новый двигатель, то необходима проверка совместимости функционирования с другими подсистемами. Если при неизменном коэффициенте безопасности условия прочности не выполняются, то следует привести доработку подсистемы (переходного отсека), это означает расширение состава замены.

При расчлененном многоуровневом исследовании определены внешние и внутренние связи для под системы и отслеживается их динамика при анализе всей системы. Таким образом, объективно обеспечивают целенаправленность поиска решения — состава новых подсистем.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 5.2.5. Алгоритм организации работ при исследовании модификации ЛА

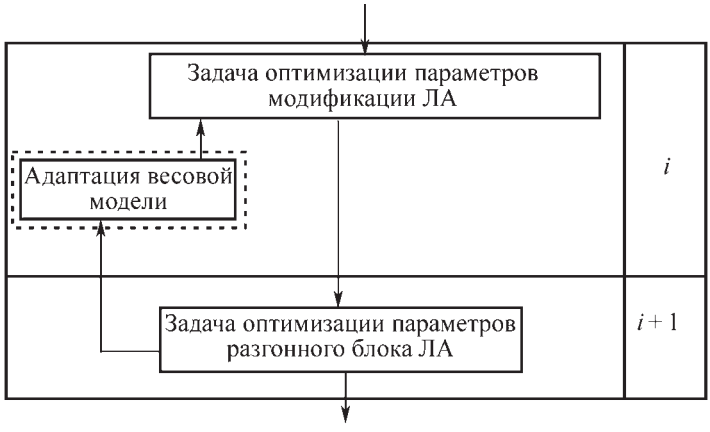


Рис. 5.2.6. Алгоритмы многоуровневой согласованной оптимизации параметров модификации ЛА

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В алгоритме организации работ при исследовании модификации ЛА присутствуют блоки генерирования вариантов замены подсистем (рис. 5.2.5). В общем случае проводимые в блоках 1 и 5 операции не формализуются и, по сути, носят творческий характер, когда используют эвристические посылки разработчиков. Операции, выполняемые в других блоках, могут быть в той или иной мере формализованы.

Таким образом, организация исследования модификации ЛА в широком плане включает мероприятия, связанные с формированием многоуровневой модели объекта, а также согласованную многоуровневую оптимизацию при наличии ограничений.

Остановимся подробнее на схеме согласованной оптимизации при решении задач модернизации РК и создания модификаций ЛА. На основе полученной многоуровневой модели формируют алгоритм многоуровневой согласованной оптимизации параметров модификации ЛА (рис. 5.2.6), определяют задачи адаптации.

Далее исследуем вопросы динамики связей адаптации весовой модели (5.2.47) и точности решения при оценке модификаций ЛА.

5.2.6. ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДЕРНИЗАЦИИ РК

В целях анализа динамики внешних связей (ограничений) в задачах модификации ЛА и работоспособности метода многоуровневой согласованной оптимизации кратко рассмотрим вопросы оценки эффективности модернизации РК.

1. Исследования показывают, что повышение эффективности применения РК происходит за счет увеличения точности, вероятности преодоления противоракетной обороны.

Совершенствование КСП противоракетной обороны приводит к увеличению массы полезного груза. В таком случае при модернизации комплекса создается новый или модификация базового ЛА с тем, чтобы доставить бóльшую массу $m_{\text{СО}}^{M}$ на заданную дальность.

Выше дана формальная постановка задачи оптимизации параметров такой модернизации, приведены соотношения математической модели. В данном случае при решении указанной задачи реализуется открытый алгоритм поиска оптимальных параметров, который включает получение оценок характеристик подсистем на подробных моделях i-го

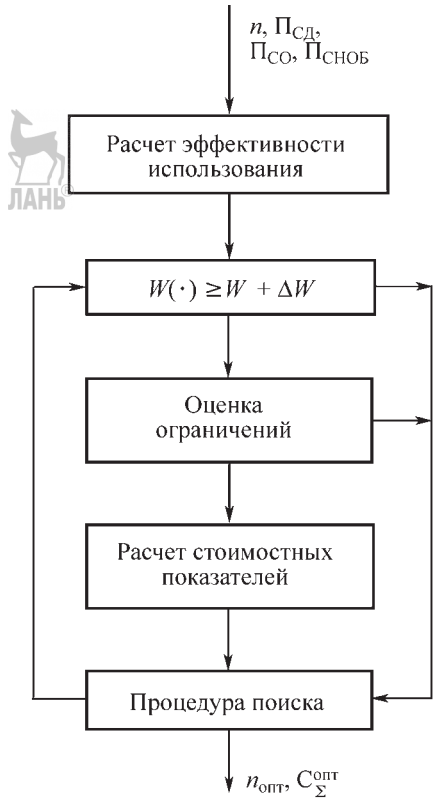


Рис. 5.2.7. Обобщенная блок-схема алгоритма решения задачи оптимизации параметров РК на (i – 1)-м уровне управления разработкой

уровня при широком варьировании параметров и без учета ограничений, формирование аппроксимационных зависимостей $(i-1)$-го уровня управления разработкой, нахождение оптимального решения при наличии ограничений. На рис. 5.2.7 приводится обобщенная блок-схема алгоритма решения задачи оптимизации параметров модернизации РК на $(i-1)$-м уровне управления разработкой.

При сравнительном анализе вариантов модернизации РК (рис. 5.2.8) устанавливается динамика связей: $W = W[m_{\Pi\Gamma}(n)]$; $C_{\Sigma} = C_{\Sigma}[m_{\Pi\Gamma}(n)]$. В примере рассматривался случай, когда при модернизации РК разрабатываются новые СО и ЛА. Использование модификации СД позволяет снизить суммарные затраты за счет уменьшения затрат на разработку.

Рост эффективности модернизации РК может быть получен за счет качественного изменения свойств составных частей. Сравни-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

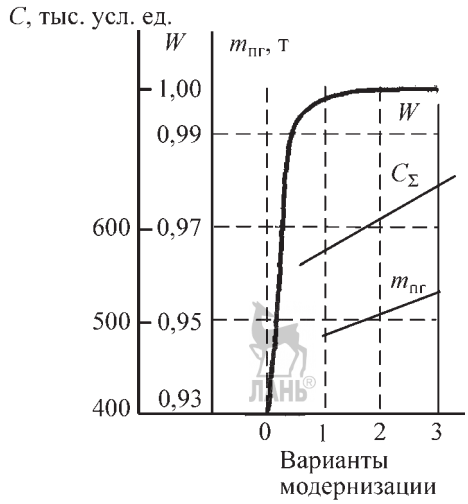


Рис. 5.2.8. Сравнительный анализ вариантов модернизации РК

тельная оценка $(\Delta W/\Delta C)_i$ отклонения прироста эффективности к дополнительным затратам для i-й модернизации показывает, что при данной схеме модернизации и количественных изменениях эффективность вложения средств снижается более чем в 50 раз:

Таким образом, при последовательной модернизации необходим поиск иных, качественно новых, путей совершенствования техники.

Рассмотренный пример носит методический смысл. В случае реализации открытого алгоритма при решении задачи оптимизации параметров модернизации РК на $(i-1)$-м уровне удается сузить область поиска решения, уменьшить число варьируемых параметров, тем самым ускорив поиск решения без снижения точности.

2. В случае неопределнности использования РК и возростании точности удара противника может быть более эффективным использование комплексов подвижного базирования. В связи с этим актуальна проблема модернизации стационарных комплексов. Представляет интерес сравнительная оценка двух способов модернизации РК — при проведении замены только СНОБ и одновременной СНОБ и СД, т.е. широкой модернизации с учетом внутренних связей.

Выше сформулированы соответствующие задачи оптимизации параметров модернизации РК при изменении способа базирования, даны соотношения модели.

На основе параметрической декомпозиции строят алгоритм решения: во внутреннем цикле решается задача оптимизации параметров ЛА, во внешнем — параметров комплекса. Определяется долговечность использования РК в зависимости от прочностных свойст конструкции, условий транспортировки.

Результаты расчетов на ЭВМ сведены в табл. 5.2.2. При расчете допустимой длительности эксплуатации РК подвижного базирования исходным был принят спектр вибронагрузок (табл. 5.2.3).

Анализ полученных данных показывает:

1) модернизация ЛА с одновременной заменой типа старта (вторая схема) позволяет увеличить срок эксплуатации (Δt), снизить

5.2.2. Результаты расчетов технико-экономических характеристик двух систем модернизации

Характеристики	m_{0_1}, т	P_{a_i}	P_{K_i}	λ_i	κ_i	$l_{ЛА}$ $d_{ЛА}$	l^1	Δt	$N_{доп}$	C_Σ
Первая схема модернизации	3,14	0,512 0,2 0,12	80 56,6 46,5	0,425 0,226 0,166	1,1 1,04	18,23 1,78	2,128	4,83	104	515,344
Вторая схема модернизации	31,455	0,512 0,2 0,12	83,4 56,6 46,5	0,442 0,226 0,166	1,087 1,04	17,65 1,9	2,131	5,44	81	468,42

$t_э = 10$ лет, $w \geq 0{,}9$.

5.2.3. Спектр перегрузок

Перегрузка	1,2	1,25	1,3	1,4	1,8	2,5
Число циклов нагружения	30 000	18 000	20 000	11 000	6000	3000

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

число дополнительно производимых ЛА для восстановления эффективности ($\Delta W \geq W^{\text{зад}}$) и суммарных затрат на систему (C_Σ). В данном случае при модернизации ЛА происходила замена первой ступени: упрочнялась и утяжелялась конструкция. При этом наряду с увеличением веса конструкции при росте давления в камере сгорания p_{K_1} и улучшением энергетических тяговых характеристик двигателя несколько снижается прирост ΔG_{T_i}, необходимый для выполнения задания по дальности стрельбы;

2) с увеличением срока эксплуатации ($t_э$) вторая схема модернизации ЛА становится все более выгодной. При малых $t_э$ (в данном примере $t_э > 6$ лет) более выгодна первая схема.

Следовательно, рациональный состав и объем модернизации зависят от прогноза нагрузки на систему и длительности эксплуатации.

Таким образом, разработанный метод комплексного исследования модернизации РК позволяет учесть динамику связей, найти рациональный состав замен, определить нагрузку на составляющие (заменяемые) части. В методическом плане следует подчеркнуть важность учета периода эксплуатации при анализе модернизации РК, когда имеет место изменение условий функционирования элементов системы и исследования связей по долговечности оборудования.

5.2.7. АНАЛИЗ МОДИФИКАЦИИ ЛА С РДТТ ПРИ НАЛИЧИИ НЕКОНТРОЛИРУЕМЫХ ФАКТОРОВ

В данном параграфе практически исследуем возможности метода согласованной оптимизации параметров, рассмотрим вопросы сходимости и согласованности решений при двухуровневой оптимизации модификаций ЛА, в частности, вопросы снижения степени неопределенности коэффициентов весовой модели и повышения точности решения. В целях установления закономерностей получим сравнительные оценки различных вариантов модификации ЛА.

Вопросы построения модели модификации ЛА рассмотрены п. 5.2.3. Там же дана постановка задачи оптимизации параметров модификации ЛА (задачи *i*-го уровня управления разработкой).

Алгоритм решения задачи оптимизации параметров модификации ЛА приведен на рис. 5.2.9.

Необходимиость оценки вариантов модернизации потребовала разработки специального математического обеспечения. Структура программного обеспечения для комплекса исследования модификации ЛА показана на рис. 5.2.10. Особенность — организация двухуровневого управления, использование единого информационного блока, библиотеки специальных и вспомогательных программных модулей. Такая структура математического обеспечения носит открытый характер, удобна для расширения состава частных задач.

Согласно принятой схеме согласованной оптимизации оптимизация параметров двигателя рассматривается на $(i+1)$-м уровне управления разработкой. Здесь используют подробные весовые и геометрические модели. На рис. 5.2.11–5.2.14 приведены блок-схемы алгоритмов расчета.

Анализ сходимости при согласованной двухуровневой оптимизации и точности решения

На рис. 5.2.15 показан процесс сходимости и согласования решений при двухуровневой оптимизации модификации ЛА.

В рассматриваемом случае в целях увеличения массы полезного груза $m_{\text{СО}}$ на основе базового ЛА формируют модификацию с новым двигателем третьей ступени. Задача оптимизации параметров модификации имеет вид:

$$MC^M_{\text{ЛА}}(\mu_{T3}, \beta^{i+1}(\boldsymbol{\Pi})) \to \min;$$

$$\boldsymbol{L}(\cdot) \geq L^{\text{зад}};\ m^M_{\text{СО}} = m^{M\ \text{зад}}_{\text{СО}};\ P_{\text{УД}\,3} = P^{\text{зад}}_{\text{УД}\,3};\ d_3 = d^{\text{зад}}_3;$$

$$\lambda_{03} = \lambda^{\text{зад}}_{03};\ \varphi(t) = \varphi(t)^{\text{зад}};\ l_{\text{ЛА}} \leq l^{\text{зад}}_{\text{ЛА}};\ \Gamma_{\text{СО}} = \Gamma^{\text{зад}}_{\text{СО}};$$

$$d_3 \leq d_2;\ \beta(\cdot) = \{K^1_{\text{д}3},\ K^2_{\text{д}3}\};\ \underline{\mu_{T3}} \leq \mu_{T3} \leq \overline{\mu_{T3}},$$

т.е. в отличии от задачи (5.2.60) здесь для простоты и наглядности уменьшен состав варьируемых параметров.

Быстрая сходимость решения обусловлена наличием управления в процессе поиска: $u_{\delta_i}\mu_{T_i} \in G_{\mu T_i}$, $\mu^{(k+1)}_{T_i} \in u_{\delta_i}\mu^{(k)}_{T_i}$, u_{δ_i} — область изменения параметра μ_{T_i}; k — номер шага поиска.

На рис. 5.2.16 приведены результаты адаптации приведенной весовой модели двигателя третьей ступени. В процессе поиска согласованного решения за счет направленной адаптации снижается неопределенность коэффициентов весовой модели (рис. 5.2.17).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

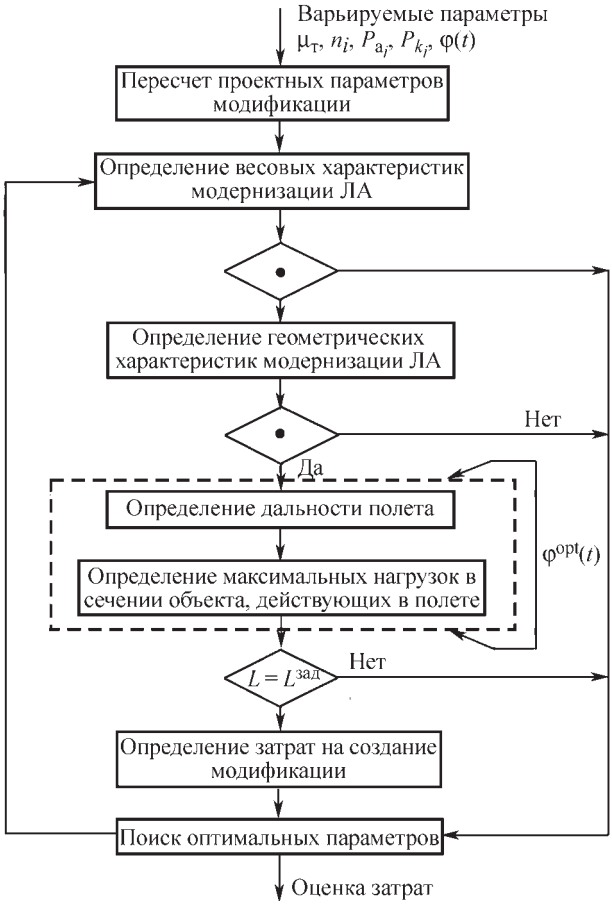


Рис. 5.2.9. Алгоритм решения задачи оптимизации параметров модификации ЛА

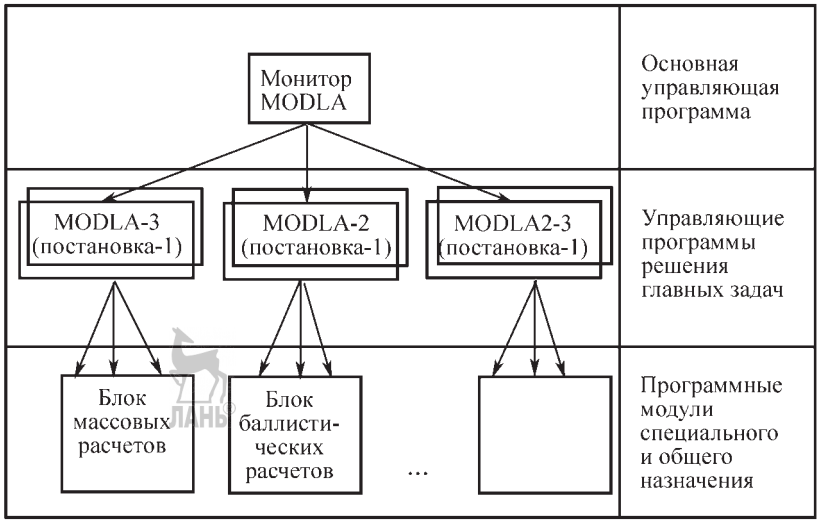


Рис. 5.2.10. Структура программного обеспечения комплекса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

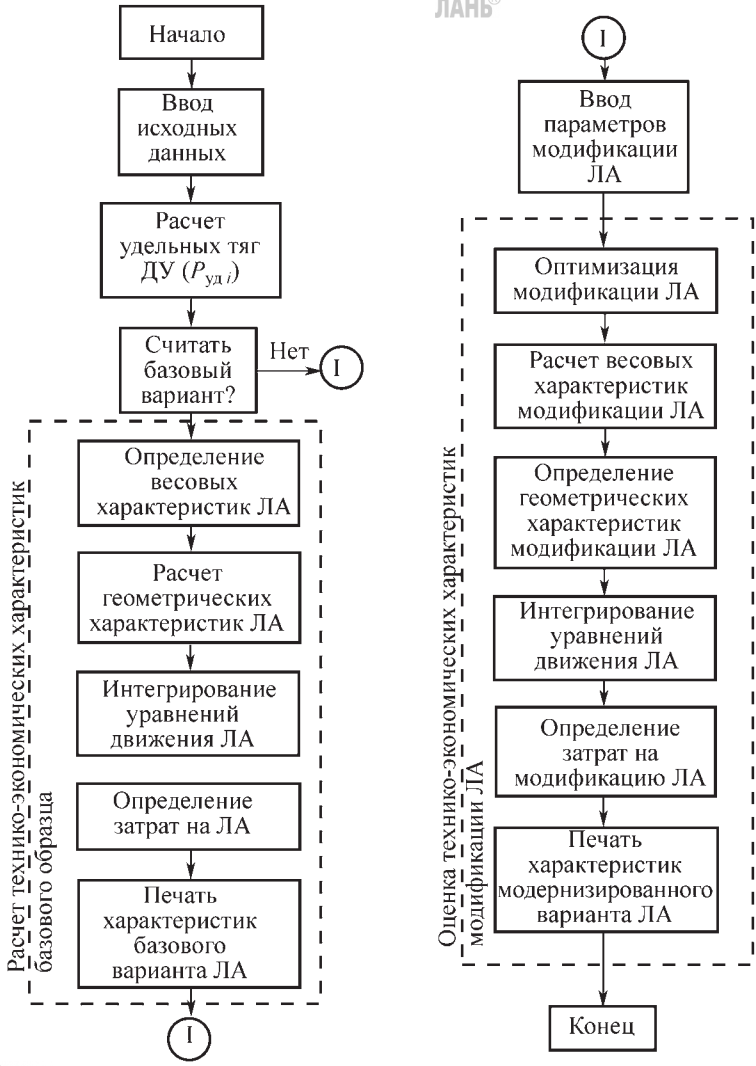


Рис. 5.2.11. Блок-схема алгоритма решения задачи оценки технико-экономических характеристик модернизации ЛА с РДТТ при замене двигателей третьей ступени

Если вначале для определения коэффициентов модели $K^1_{д3}$, $K^2_{д3}$ использовалась статистика по образцам-прототипам, число данных выборки которой ограничено, а разброс оценок параметров значителен (первая итерация), то затем в качестве эмпирической основы брались результаты расчета массы двигателя на подробных моделях (вторая итерация). Незначительный разброс последних обусловлен в основном неточностью подробной модели и ошибками расчета. Число испытаний (расчетов) может быть значительным, поэтому дисперсия коэффициентов весовой модели понижается (точность увеличивается на порядок).

В свою очередь, увеличение точности массовой модели приводит к снижению дисперсии затрат на модернизацию ЛА. Получить оценку дисперсии затрат аналитически в данном случае не удается. Модель затрат существенно нелинейна относительно случайных коэффициентов (неконтролируемых факторов — коэффициентов весовой модели). Разработанный метод позволяет реализовать стохастическую оптимизацию.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

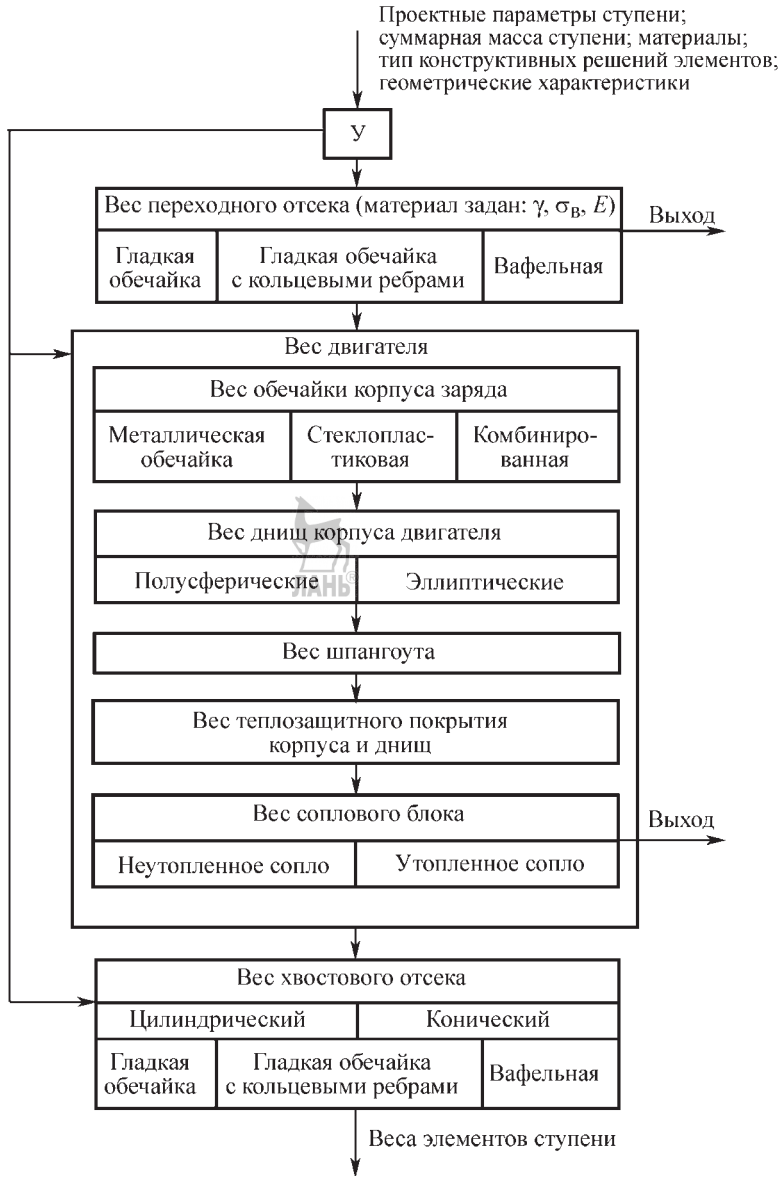


Рис. 5.2.12. Блок-схема расчета массовых характеристик РДТТ, переходного и хвостового отсеков

На рис. 5.2.18 приведены результаты моделирования, показано снижение неопределенности решения при уточнении коэффициентов весовой модели в процессе поиска. За четыре итерации среднеквадратичные отклонения σm_{T3} и σC_{Σ} уменьшаются в три раза.

Таким образом, метод и алгоритм согласованного оптимизационного поиска обеспечивает удовлетворительную сходимость, число решений экспериментальной задачи ограничено. Без расширения модели модификации ЛА за счет направленной ее адаптации обеспечивается повышение точности решения. При наличии достаточно точных моделей подсистем метод дает возможность учесть влияние особенностей конструктивных решений подсистем на характеристики модификаций ЛА.

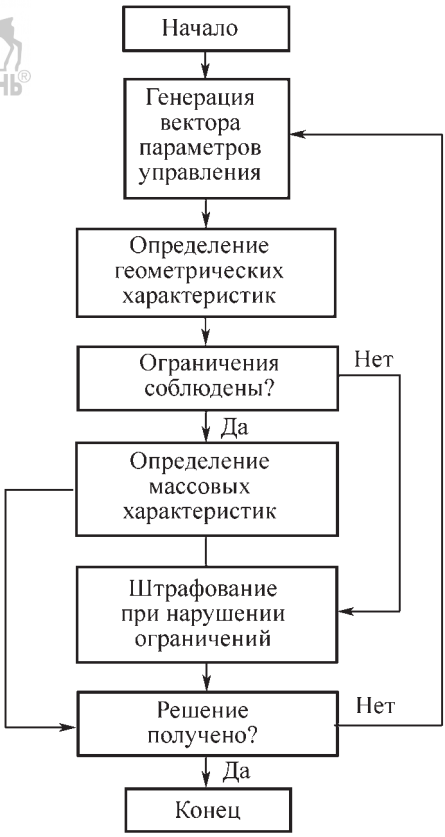


Рис. 5.2.13. Блок-схема оптимизации параметров разгонного блока модификации ЛА

ки ($m_{\text{СО}}^{M} = Km_{\text{СО}}^{\text{Б}}$, $K = 1{,}1;\ 1{,}3;\ 1{,}6;\ 1{,}8$), разные конструктивные решения (рис. 5.2.20).

На рис. 5.2.21 приведены оценки технико-экономических характеристик модификаций ЛА — альтернативных решений при увеличении нагрузки $m_{\text{СО}}^{M}$ ($m_{\text{СО}}^{M} = 1{,}3m_{\text{СО}}^{\text{Б}}$). В массовом отношении выигрывает вариант M_3 (рис. 5.2.21, *б*), когда меняется двигатель третьей ступени.

Оценку точности m_0 можно представить следующим образом:

$$\sigma^2 m_0 = \sigma^2 m_0^{\text{МР}} + \sigma^2 m_0^{\text{М}},$$

где $\sigma m_0^{\text{МР}}$ определяется точностью метода расчета и складывается из ошибок аппроксимации весовой модели и метода оптимизации; $\sigma^2 m_0^{\text{М}}$ — дисперсия, обусловленная неточностью подробной весовой модели. В данном случае при расчете вариантов использовалась одна весовая модель (модель $(i+1)$-го уровня управления), так что возможное отклонение будет в одну сторону и на результаты сравнительного анализа данная ошибка не повлияет. При статистическом моделировании они учи-

Сравнительный анализ вариантов модификаций ЛА

Поиск оптимальной модификации ЛА в общем случае представляет сложный итерационный процесс, когда для каждого варианта производят комплексное исследование модификации и новых подсистем с учетом динамики внешних и внутренних связей. На рис. 5.2.19 приводится развернутая схема комплексных исследований при проведении двухуровневой согласованной оптимизации параметров. Такая схема реализуется при сравнительной оценке вариантов создания модификаций ЛА с новым двигателем второй и третьей ступеней для доставки на заданную дальность большей массы полезной нагруз-

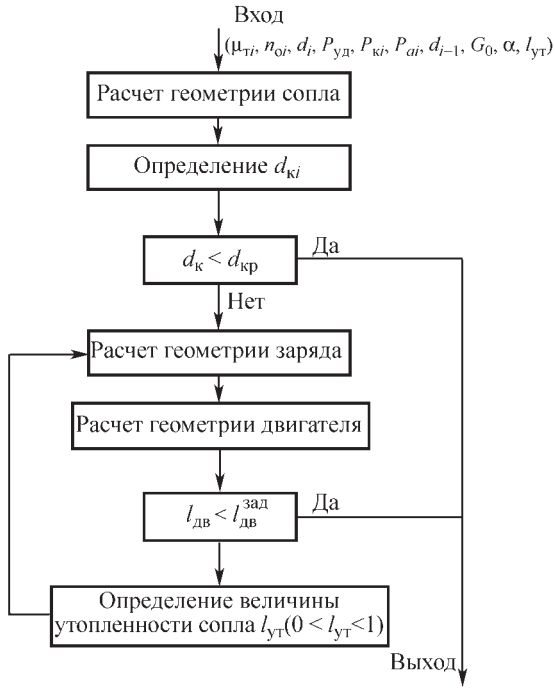


Рис. 5.2.14. Блок-схема алгоритма расчета геометрических характеристик РДТТ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

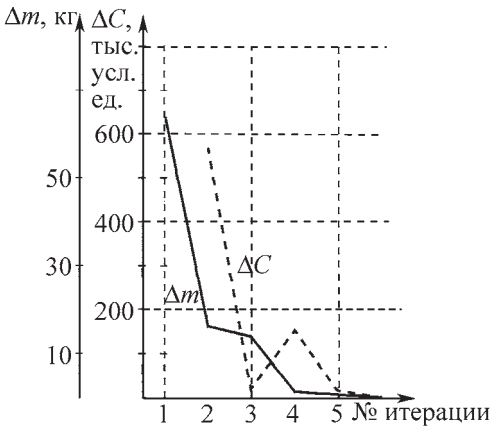


Рис. 5.2.15. Сходимость решения при двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации ЛА

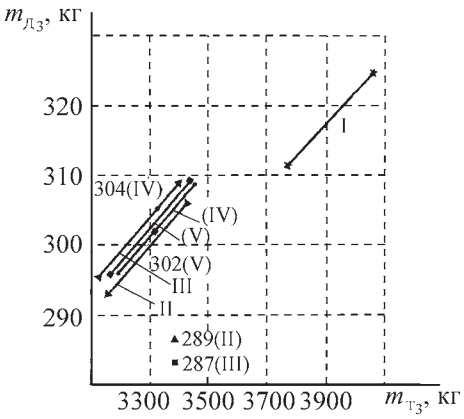


Рис. 5.2.16. Результаты адаптации весовой модели двигателя третьей ступени при согласованной двухуровневой оптимизации модификации ЛА

тываются совместно. Таким образом, $\sigma m_0 \approx f(\sigma m_{T_i})$, $i = 3$. Используя данные статистического моделирования, запишем $\sigma m_{T_i} \approx 0{,}1 m_{T_i}$. Тогда $\sigma m_0 / m_0 = 0{,}1 m_{T_i} / m_0 \approx 0{,}1\,\%$.

Для сравнительного анализа данная точность является приемлемой.

Рис. 5.2.18. Снижение неопределенности решения при уточнении коэффициентов весовой модели в процессе согласованного поиска

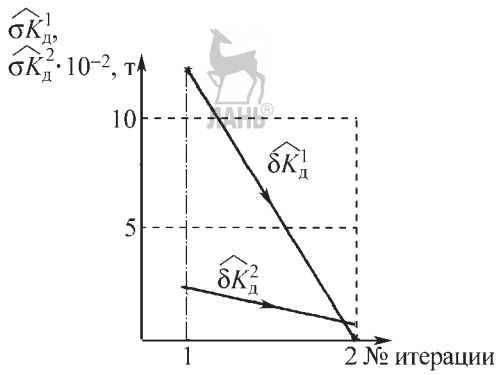


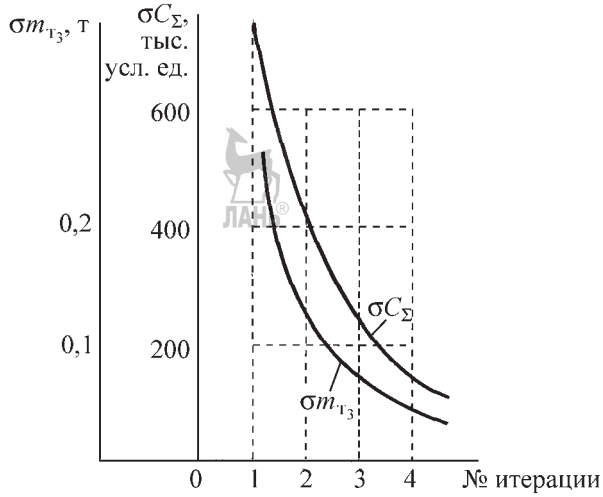
Рис. 5.2.17. Снижение дисперсии коэффициентов весовой модели

Отмеченный результат связан с тем, что:

1) при увеличении массы полезной нагрузки относительная масса топлива верхней ступени оптимального ЛА больше;

2) при улучшении весовых коэффициентов третьей ступени перераспределение топлива в сторону верхней ступени оптимально. По указанным причинам, а также из-за роста $P_{уд_3}$ на 7 единиц увеличивается $\mu_{ПГ}$ модернизированной ракеты, и рост стартовой массы не пропорционален росту массы полезного груза.

Вариант M_3 выигрывает также по затратам на производство модификации ЛА ($\overline{C}_{ЛА} = C^M_{ЛА} / C^Б$) и по суммарным затратам на разработку и создание модификации ЛА, которые используются при модернизации N = 400 комплексов:



Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

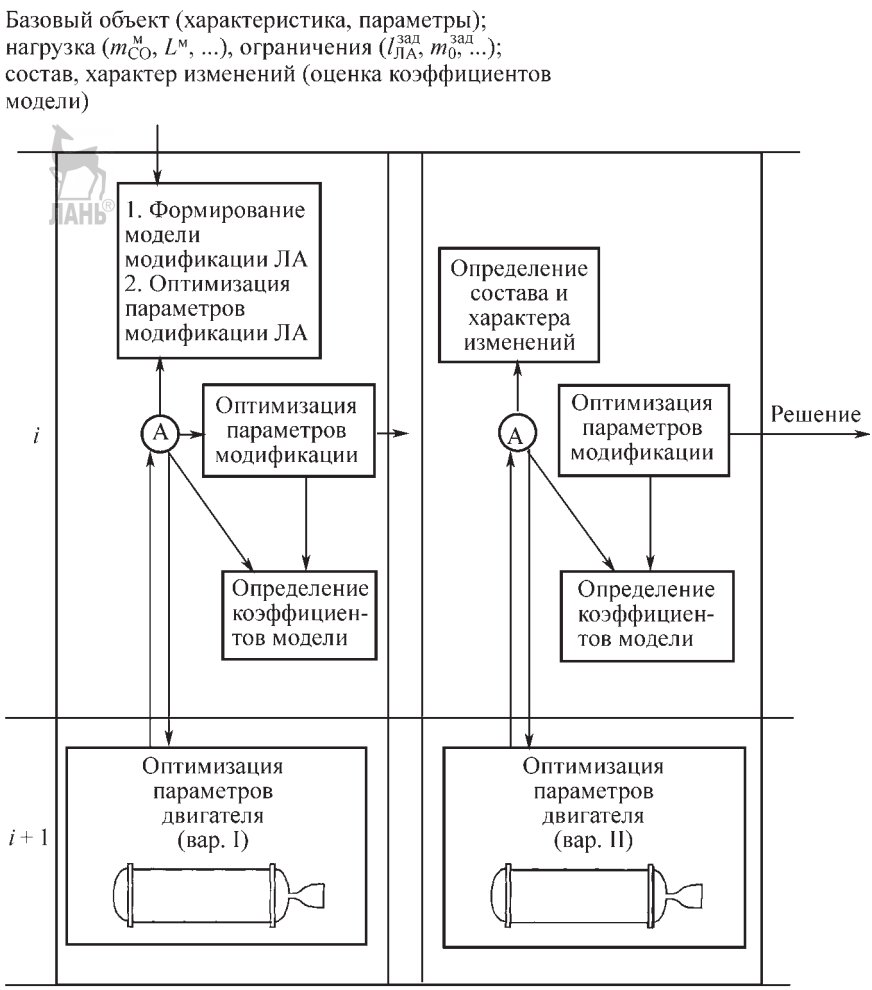


Рис. 5.2.19. Развернутая схема комплексных исследований

$$\overline{C}_{\Sigma} = C_{\Sigma}^{M} / C_{\Sigma}^{Б};$$

$$C_{\Sigma} = C_{НИР_{ЛА_i}} + C_{ОКР_{ЛА}} + \sum_{ш} C_{ОКР_{ДУ_i}} + C_{ЛА} N.$$

Затраты на модификацию ЛА меньше, чем на базовый объект ($\overline{C} < 1$) в основном из-за сокращения затрат на ОКР по двигателям. В случае использования новых двигателей на двух ступенях модификации (вариант М2–3) затраты возрастают. Таким образом, необоснованное расширение состава изменений в модификации ЛА ведет к дополнительным затратам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Щеверов Д.Н.** Проектирование и эффективность ЛА. Ч. 1. М.: МАИ, 1973.

2. **Щеверов Д.Н.** Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

3. **Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С.** Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. М.: Воениздат, 1979.

4. **Проектирование** и испытание баллистических ракет / под ред. М.И. Копытова. М.: Воениздат, 1970.

5. **Баллистические** ракеты на твердом топливе / под ред. А.М. Синюкова. М.: Воениздат, 1972.

6. **Шейнин В.М., Макаров В.М.** Роль модификаций в развитии авиационной техники. М.: Наука, 1982. 224 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

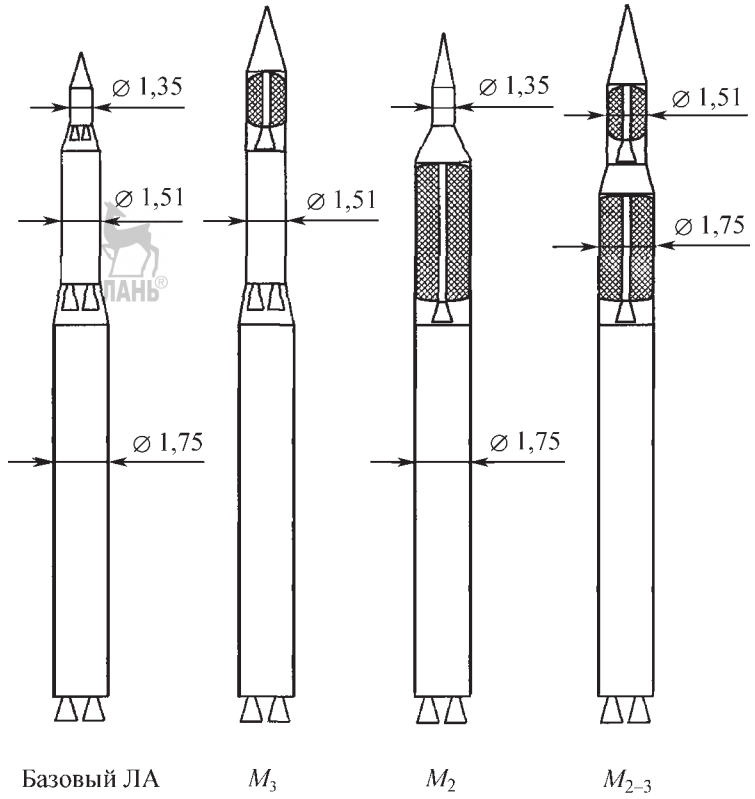


Рис. 5.2.20. Варианты модификаций ЛА

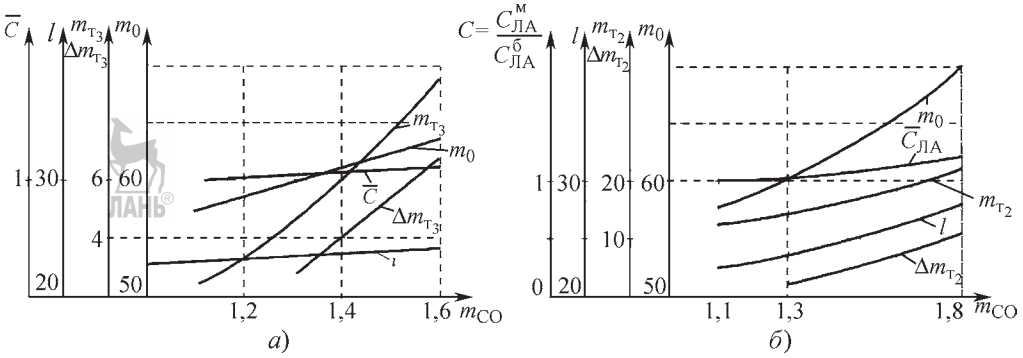


Рис. 5.2.21. Оценки технико-экономических характеристик модификаций ЛА при изменении нагрузки (замене двигателя):
а — второй ступени; *б* — третьей ступени

7. **Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К.** Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976.

8. **Фахрутдинов И.Х.** Ракетные двигатели на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1981.

9. **Маликов В.Г. и др.** Наземное оборудование ракет. М.: Воениздат, 1971.

10. **Гущин В.Н.** Теория баллистического проектирования ЛА с РДТТ. М.: МАИ, 1977.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 5.3

МЕТОДЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

5.3.1. ПРОЧНОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ РН

В настоящее время коэффициент безопасности является нормируемой величиной, определяемой нормами прочности $f = \frac{\sigma_{\text{р}}^{\text{р}}}{\sigma_m^{\text{р}}}$, где $\sigma_{\text{р}}^{\text{р}}$ — расчетное напряжение на разрыв; $\sigma_m^{\text{р}}$ — допустимое напряжение для конструкционного материала.

Для определенности в качестве $\sigma_{\text{р}}^{\text{р}}$ принимают предел прочности материала $\sigma_{\text{в}}$, а в качестве допустимых напряжений — предел пропорциональности $\sigma_{\text{пц}}$. Тогда $f = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{пц}}}$, что составляет приблизительно 1,3...1,5, т.е. величину, диктуемую нормами прочности. В отдельных случаях руководитель проекта может уменьшить эту величину в целях сокращения общей массы изделия, когда в пределах существующих норм прочности требования заказчика невыполнимы.

Определим причины введения определенной величины коэффициента безопасности.

Рассмотрим формулу для определения толщины обечайки δ гладкого цилиндрического бака, работающего на растяжение (на прочность) под действием только внутреннего давления p, в виде $\delta = \frac{pR}{\sigma_{\text{в}}}$, где R — радиус бака. Тогда

$$\Delta\delta = \frac{R}{\sigma_{\text{в}}}\frac{\partial\delta}{\partial p}\Delta p + \frac{p}{\sigma_{\text{в}}}\frac{\partial\delta}{\partial R}\Delta R - \frac{pR}{\sigma_{\text{в}}^2}\frac{\partial\delta}{\partial\sigma_{\text{в}}}\Delta\sigma_{\text{в}}. \quad (5.3.1)$$

Из (5.3.1) видно, что погрешность в определении толщины обечайки обусловлена:

неточностью определения действующих нагрузок, т.е. нагрузки, определяемые из расчета динамики движения, содержат погрешности, связанные с неполнотой методик расчета, использованием некоторой стандартной модели среды (стандартная атмосфера), условностью расчетной схемы;

неточностью при достижении заданных размеров в пределах назначаемого допуска при изготовлении;

отклонением фактических характеристик конструкционного материала от справочных.

Данные составляющие погрешности могут быть выражены в виде некоторого статистического закона распределения, тогда коэффициент безопасности можно определить на основе достигнутого опыта проектирования.

Примем, что функции разброса значений действующих нагрузок $\tilde{f}_{\text{д}}(\sigma_{\text{д}})$ и механических свойств материала $\tilde{f}_{\text{м}}(\sigma_{\text{в}})$ подчиняются нормальному закону распределения, известны их математические ожидания $\bar{a}$ и *среднеквадратичные отклонения* (*СКО*) σ (рис. 5.3.1), а допуски при изготовлении влияют на несущую способность конструкции несущественно.

Если a_1 — величина напряжения, вызванная действием внешних нагрузок, $a_1 = \frac{pR}{\delta}$, a_2 — величина предела прочности материала, $a_2 = \sigma_{\text{в}}$, тогда до тех пор пока $a = a_2 - a_1 > 0$ разрушения конструкции не произойдет.

Так как величина напряжений в конструкции, вызванных внешними нагрузками, и предел прочности материала являются переменными величинами, то математическое ожидание составит $\bar{a} = \bar{a}_2 - \bar{a}_1$. Тогда СКО a равно $\sigma_{\text{а}} = \sigma_{(a_2 - a_1)} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}$.

Закон распределения вероятности $f(a)$ можно записать в виде

$$f(a) = \frac{1}{\sigma_a\sqrt{2\pi}}\exp\left[-\frac{(a-\bar{a})^2}{2\sigma_a^2}\right].$$

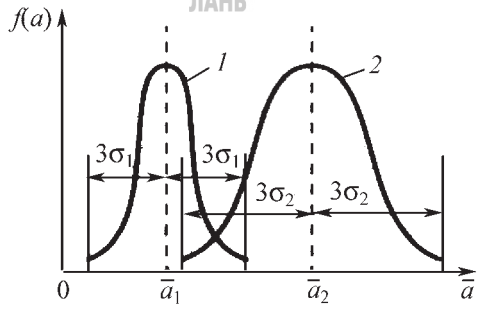


Рис. 5.3.1. Функции распределения напряжений в конструкции (*1*) и предела прочности материала (*2*)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Известно, что вероятность отклонения (в одну сторону) от $\bar{a}$ ($a > 0$) или, другими словами, вероятность неразрушения конструкции можно представить в виде

$$P(a>0)=\frac{1}{\sigma_a\sqrt{2\pi}}\int_0^{\infty}\exp\left[-\frac{(a-\bar{a})^2}{2\sigma_a^2}\right]da.$$

Чтобы воспользоваться стандартными таблицами, выполним замену $t=\dfrac{a-\bar{a}}{\sigma_a}$, тогда

$$P(a>0)=\frac{1}{\sigma_a\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{\bar{a}/\sigma_в}\exp\left(-\frac{t^2}{2t}\right)dt. \quad (5.3.2)$$

Определим коэффициент безопасности:

$$f=\frac{\bar{a}_2-3\sigma_2}{\bar{a}_1+3\sigma_1}, \quad (5.3.3)$$

т. е. материал менее прочный, чем это следует из справочных данных, а нагрузка больше, чем считаем.

Распределение вероятности очень удобно характеризовать комплексными параметрами — коэффициентом вариации:

$V_д=\dfrac{\sigma_1}{\bar{a}_1}$ — действующих напряжений;

$V_м=\dfrac{\sigma_2}{\bar{a}_2}$ — предела прочности материала.

Из (5.3.3) в результате получаем

$$f=\frac{1-3\dfrac{\sigma_2}{\bar{a}_2}}{1+3\dfrac{\sigma_1}{\bar{a}_1}}\frac{\bar{a}_2}{\bar{a}_1},$$

или с учетом введенных коэффициентов вариации $V_д$ и $V_м$:

$$f=\frac{1-3V_м}{1+3V_д}\frac{\bar{a}_2}{\bar{a}_1}.$$

Величина верхнего предела в интеграле (5.3.2) может быть выражена через f, $V_д$ и $V_м$ следующим образом:

$$\frac{\bar{a}}{\sigma_a}=\frac{\bar{a}_2-\bar{a}_1}{\sqrt{\sigma_1^2+\sigma_2^2}}=\frac{f\dfrac{1+3V_д}{1-3V_м}-1}{\sqrt{V_д^2+f^2V_м^2\left(\dfrac{1+3V_д}{1-3V_м}\right)^2}}. \quad (5.3.4)$$

Если в расчетах при определении f использовать только номинальные значения величин, т. е. $f=\dfrac{\bar{a}_2}{\bar{a}_1}$, то (5.3.4) упрощается:

$$\frac{\bar{a}}{\sigma_a}=\frac{f-1}{\sqrt{V_д^2+f^2V_м^2}}. \quad (5.3.5)$$

Рассмотрим алгоритм определения коэффициента безопасности на примере его выбора при проектировании конструкции цилиндрического топливного бака, нагруженного внутренним давлением наддува.

Пусть при работе системы наддува может произойти увеличение давления на 0,05 МПа (СКО) при расчетном рабочем давлении 1 МПа. Корпус бака выполнен из стали ($\sigma_в$ = 1 800 МПа), причем это значение гарантируется с точностью до 54 МПа (СКО). Определим коэффициент безопасности f при вероятности отсутствия разрушения бака P = = 0,999, т. е. чтобы разрушался только один бак из тысячи.

Приведем алгоритм решения.

Этап 1. По таблицам [1] для P = 0,999 определяем значение $\dfrac{\bar{a}}{\sigma_a}=3{,}1$.

Этап 2. Коэффициент вариации действующих напряжений составит

$$V_д=\frac{\sigma_1}{\bar{a}_1}=\frac{2{,}5}{50}=0{,}05.$$

Этап 3. Коэффициент вариации предела прочности материала равен

$$V_м=\frac{\sigma_2}{\bar{a}_2}=\frac{2{,}5}{50}=0{,}03.$$

Этап 4. Далее определяем коэффициент безопасности:

$$f=\frac{-1+\sqrt{1-\left[V_м^2\left(\dfrac{\bar{a}}{\sigma_a}\right)^2-1\right]\left[V_д^2\left(\dfrac{\bar{a}}{\sigma_a}\right)^2-1\right]}}{V_м^2\left(\dfrac{\bar{a}}{\sigma_a}\right)^2-1};$$

$$f=1{,}18\sim1{,}2.$$

Наибольшей стабильностью механических свойств обладают стали, наименьшей — стеклопластики, титановые сплавы занимают промежуточное положение. Коэффициенты ва-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

риации механических свойств некоторых материалов представлены в табл. 5.3.1.

5.3.1. Коэффициенты вариации механических свойств некоторых материалов

Материал	Коэффициент вариации $V_м$
Стали	0,01...0,03
Титановые сплавы	0,04...0,07
Стеклопластики	0,09...0,15

5.3.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА РН

По характеру изменения во времени все действующие силы можно разделить на два класса: статические и динамические.

К первому относят медленно изменяющиеся силы. Ко второму — быстро изменяющиеся силы, при которых нагрузка нарастает (убывает) в течение времени, не превышающего два-три собственных колебания конструкции. При воздействии динамических нагрузок в корпусе РН возникают упругие колебания.

Пример динамических сил — изменение тяги в период запуска и выключения двигателя. К числу статических можно отнести силы тяжести и тяги на маршевом режиме работы ДУ, которые представляют собой медленно меняющиеся функции.

Динамическое нагружение во многих случаях определяет потребную несущую способность элементов конструкции РН, что приводит к необходимости проведения динамических расчетов при действии быстро изменяющихся нагрузок.

Как указывалось ранее, колебательные режимы в конструкции могут возникать при наземной эксплуатации и предстартовой подготовке, запуске и выключении двигателя, действии ветровой нагрузки, возникновении автоколебательных режимов, разделении ступеней и в других случаях.

При запуске двигателя необходимо учитывать увеличение сжимающих усилий в корпусе носителя, вызванное возникновением продольных колебаний. При выключении двигателя динамическая нагрузка по модулю не превышает статических сжимающих усилий и не представляет большой опасности для элементов конструкции, работающих на сжатие. Однако растягивающие динамические нагрузки могут оказаться расчетными для болтовых соединений, используемых в стыковочных узлах корпуса носителя.

При действии ветровой нагрузки в конструкции РН возникают изгибные колебания, которые могут определять несущую способность корпуса носителя. Такие колебания необходимо учитывать также при разделении ступеней, особенно для РН пакетной схемы, автоколебательных режимах движения носителя и в процессе его наземной эксплуатации.

Для удобства расчета динамический характер нагружения учитывают введением коэффициента динамичности, показывающего, во сколько раз внутренние силовые факторы при динамическом нагружении больше, чем при статическом.

Знание коэффициента динамичности позволяет достаточно просто оценивать динамические нагрузки по известным статическим.

Динамические нагрузки при запуске ДУ

В ряде случаев удается получить достаточно простые расчетные соотношения. Так, при расчете фермы ДУ коэффициент динамичности при старте можно оценить по соотношению [2]

$$\eta_д = 1 + \frac{T}{\pi\tau}\sin\frac{\pi\tau}{T}, \qquad (5.3.6)$$

где T — период собственных колебаний системы двигатель–ферма; τ — время выхода двигателя на режим.

Для вывода данного соотношения рассмотрим схему нагружения фермы ДУ, представленную на рис. 5.3.2. Этой схеме соответствует модель колебаний системы с одной степенью свободы (рис. 5.3.3).

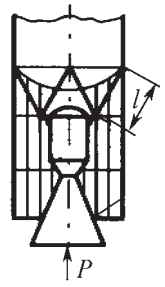


Рис. 5.3.2. Схема нагружения фермы ДУ

Рис. 5.3.3. Система с одной степенью свободы

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

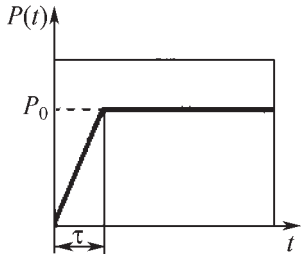


Рис. 5.3.4. Закон нарастания тяги ДУ

Характер нарастания тяги двигателя принят линейным. Закон нарастания тяги $P(t)$ ДУ представлен на рис. 5.3.4.

Для рассматриваемой модели движение массы m подчиняется дифференциальному уравнению

$$m\ddot{y} + cy = P(t),$$

где c — коэффициент жесткости пружины.

Коэффициент жесткости представляет собой отношение приложенной к системе силы P к максимальной деформации s, вызываемой этой силой.

Для случая растяжения/сжатия бруса постоянного сечения в пределах упругой деформации коэффициент жесткости согласно закону Гука

$$c = \frac{P}{s} = \frac{\sigma F}{s} = \frac{EF}{l}, \qquad (5.3.7)$$

где F — сечение бруса; l — его длина в направлении действия силы.

Обратную величину, характеризующую упругую податливость бруса, называют коэффициентом податливости:

$$\mu = \frac{s}{P} = \frac{l}{EF}. \qquad (5.3.8)$$

Уравнение примет вид:

$$\ddot{y} + \omega^2 y = P_m,$$

где $\omega = \sqrt{\frac{c}{m}}$ — собственная частота колебаний системы; $P_m = \frac{P(t)}{m}$.

На промежутке времени $0...\tau$ правую часть уравнения можно представить в виде $P_m = \frac{P_0}{m}\frac{t}{\tau}$.

При этом общее решение уравнения имеет вид $y_1 = A_1 \cos\omega t + B_1 \sin\omega t + \frac{t}{\tau} y_0$, где $y_0 = \frac{P_0}{c}$ — статическое смещение под действием силы P_0.

При начальных условиях $y_1(0) = 0$, $\dot{y}_1(0) = 0$ получим $A_1 = 0$; $B_1 = -\frac{y_0}{\omega\tau}$, отсюда

$$y_1 = y_0\left(\frac{t}{\tau} - \frac{\sin\omega t}{\omega\tau}\right).$$

На втором временно́м участке ($t > \tau$) общее решение примет вид

$$y_2 = A_2 \cos\omega t + B_2 \sin\omega t + y_0.$$

Начальные условия, соответствующие значению y_1 в момент времени $t = \tau$:

$$y_1(\tau) = y_0\left(1 - \frac{\sin\omega\tau}{\omega\tau}\right);$$

$$\dot{y}_1(\tau) = \frac{y_0}{\tau}(1 - \cos\omega\tau).$$

С учетом начальных условий решение примет вид

$$y_2 = y_0\left[1 - \frac{\sin\frac{\omega\tau}{2}}{\frac{\omega\tau}{2}}\cos\left(\omega\tau - \frac{\omega\tau}{2}\right)\right].$$

Тогда максимальное смещение

$$y_2 = y_0\left[1 + \frac{\sin\frac{\omega\tau}{2}}{\frac{\omega\tau}{2}}\right].$$

Следовательно, для коэффициента динамичности получим

$$\eta_д = \frac{y_2}{y_0}\left[1 + \frac{\sin\frac{\omega\tau}{2}}{\frac{\omega\tau}{2}}\right] = 1 + \frac{1}{\pi}\frac{T}{\tau}\sin\pi\frac{\tau}{T}.$$

При $\tau = 0$ $\eta_д = 2$, с возрастанием $\frac{\tau}{T}$ значения $\eta_д$ быстро убывают. Например, при $\frac{\tau}{T} = 2{,}5$ получим $\eta_д = 1{,}12$.

Рассмотрим пример оценки коэффициента динамичности фермы ДУ. При решении

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

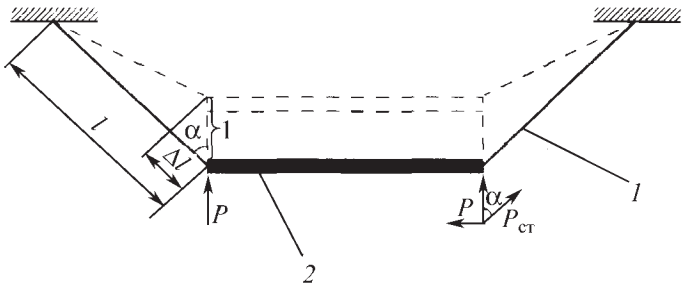


Рис. 5.3.5. Схема перемещения конструкции фермы:
1 — стойка фермы; *2* — шпангоут

задачи в качестве действующего напряжения σ^{p} примем σ_{02}.

Площадь стойки фермы:

$$F = \frac{P_0 f \eta_д}{n \sigma_{02} \cos\alpha},$$

где f — коэффициент безопасности; n — число стоек; α — угол между стойкой и осью симметрии фермы.

Массу двигателя оценим по соотношению $m_{ду} = P_0 \gamma_{ду}$, где $\gamma_{ду}$ — удельная масса ДУ.

Оценку жесткости фермы проведем по расчетной схеме перемещения конструкции фермы, представленной на рис. 5.3.5.

По определению жесткость фермы $c = P$, где P — сила, перемещающая шпангоут фермы на единицу длины. Для стойки фермы имеем

$$c_{ст} = \frac{P_{ст}}{\Delta l}, \qquad (5.3.9)$$

где $P_{ст} = \dfrac{P}{n\cos\alpha}$ — сила, действующая на стойку фермы; $\Delta l = \cos\alpha$ — удлинение стойки фермы; n — число стоек фермы.

Учитывая (5.3.7), после подстановки значений Δl и $P_{ст}$ в (5.3.9) получим $c_{ст} = \dfrac{P}{n\cos^2\alpha}$.

Отсюда $P = \dfrac{nEF}{l}\cos^2\alpha$.

Таким образом, выражение для коэффициента жесткости примет вид

$$c = \frac{EFn\cos^2\alpha}{l} = \frac{Em_{ду} f \eta_д}{l \gamma_{ду} \sigma_{02}} \cos\alpha.$$

Соответственно, для собственной частоты колебаний получим

$$\omega^2 = \frac{c}{m_{ду}} = \frac{Ef\eta_д}{l\gamma_{ду}\sigma_{02}}\cos\alpha.$$

Тогда период колебаний:

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = 2\pi\sqrt{\frac{l\gamma_{ду}\sigma_{02}}{Ef\eta_д\cos\alpha}}.$$

Пример.

Исходные данные для стали ВТ16

$$E_{ВТ16} = 115\cdot10^3 \text{ МПа}; \quad l = 1 \text{ м};$$
$$\sigma_{02ВТ16} = 800 \text{ МПа}; \quad \alpha = 30°;$$
$$\gamma_{ду} = 0{,}002 \text{ кг/Н}; \quad \tau = 0{,}02 \text{ с};$$
$$f\eta_д = 2.$$

Результаты расчета:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{1\cdot0{,}002\cdot800\cdot2}{115\cdot10^3\cdot2\cdot\sqrt{3}}} = 0{,}018 \text{ с};$$
$$\eta_д \le 1 + \frac{0{,}018}{0{,}02\pi} = 1{,}29.$$

В приведенных расчетах не учитывалась масса самой фермы. Для анализа ее влияния оценим относительную массу фермы:

$$\overline{m}_ф = \frac{m_ф}{m_{ду}},$$

где $m_ф = Fl\rho n$, ρ — плотность материала фермы.

С учетом полученных ранее результатов найдем $\overline{m}_ф = \dfrac{2\cdot1\cdot4{,}6\cdot10^3}{800\cdot10^6\cdot0{,}002\cdot\sqrt{3}/2} = 0{,}007$. Здесь $\rho_{ВТ16} = 4{,}6\cdot10^3$ кг/м^3.

Таким образом, влияние массы фермы на результаты расчета можно считать несущественным.

Поперечные колебания корпуса ЛА

Как правило, динамическое нагружение возникает в определенные отрезки времени, характеризующиеся воздействием возмущаю-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

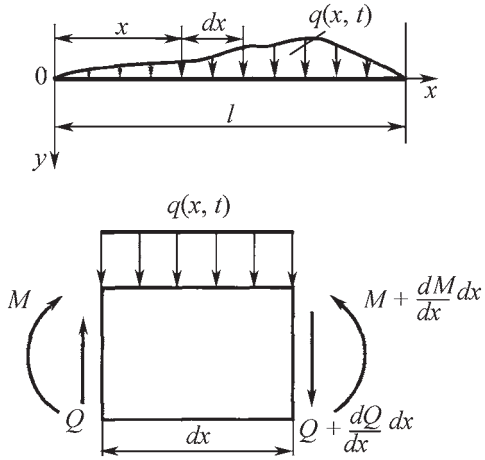


Рис. 5.3.6. Расчетная схема нагружения корпуса ЛА

щих факторов. При действии динамических нагрузок в корпусе ЛА возникают упругие колебания. Так, продольные колебания вызываются быстрыми изменениями осевой нагрузки, например, нарастание или спад тяги двигателя, нагрузками при разделении ступеней и т.д. Изгибные колебания вызывают атмосферная турбулентность, акустические воздействия, автоколебания системы управления и других факторов.

Более подробно рассмотрим поперечные (изгибные) колебания конструкции, оказывающие наиболее существенное влияние на работоспособность корпуса ЛА.

При анализе изгибных колебаний используем расчетную схему нагружения корпуса ЛА, представленную на рис. 5.3.6. Уравнение движения элемента стержня длиной dx в направлении оси Oy [2] имеет вид

$$m_x dx \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = \frac{\partial Q}{\partial x} dx + q(x,t)dx;$$

$$Q = \frac{\partial M}{\partial x}; \quad \frac{\partial Q}{\partial x} = \frac{\partial^2 M}{\partial x^2}; \quad EJ_x \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} = -M,$$

где m_x — погонная масса; Q — поперечная сила; $q(x,t)$ — погонная нагрузка; M — изгибающий момент; J_x — момент инерции сечения.

После подстановки в уравнение выражения для $\frac{\partial Q}{\partial x}$ получим

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2}\left(EJ_x \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) + m_x \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = q(x,t). \qquad (5.3.10)$$

Положив $q(x,t) = 0$, рассмотрим сначала свободные колебания однородного стержня с постоянной жесткостью EJ и погонной массой $m_x = \mu$. При этом уравнение примет вид

$$EJ \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0. \qquad (5.3.11)$$

Простейшим периодическим решением уравнения свободных колебаний является так называемое главное колебание, в котором $y(x,t)$ изменяется с течением времени по гармоническому закону [3]

$$y(x,t) = \varphi(x)\sin(\omega t + \alpha). \qquad (5.3.12)$$

Функция $\varphi(x)$, устанавливающая закон распределения максимальных (амплитудных) отклонений точек оси стержня от равновесного расположения, называется формой главного колебания, или собственной формой.

Собственных форм колебаний прямого стержня бесконечное множество. Каждой собственной форме соответствует определенное значение частоты ω — собственная частота. Расчет собственных частот и соответствующих им собственных форм осуществляется с помощью уравнения собственных форм и краевых условий задачи.

Для получения уравнения собственных форм однородной задачи, подставляем (5.3.12) в (5.3.11), в результате получаем $EJ\varphi''(x) - p^2\mu\varphi(x) = 0$ или

$$\varphi''(x) - k^4\varphi(x) = 0, \qquad (5.3.13)$$

где $k^4 = \frac{\mu\omega^2}{EJ}$.

Уравнение (5.3.13) имеет следующие четыре независимых частных решения: $\cos kx$; $\sin kx$; $\operatorname{ch} kx$; $\operatorname{sh} kx$. Его общий интеграл:

$$\varphi(x) = A\cos kx + B\sin kx + C\operatorname{ch} kx + D\operatorname{sh} kx. \qquad (5.3.14)$$

Он содержит четыре произвольные постоянные A, B, C, D, которые должны быть подобраны так, чтобы для функции $\varphi(x)$ выполнялись краевые условия, т.е. условия закрепления концов стержня. В обычных случаях их число равно числу произвольных постоянных — по два на каждом конце. Все они выражаются равенствами нулю двух из следующих четырех величин: $\varphi(x)$, $\varphi'(x)$, $\varphi''(x)$, $\varphi'''(x)$, пропорциональных соответственно прогибу, углу поворота, изгибающему момен-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ту и перерезывающей силе в точках $x=0$ или $x=l$. Выполнив эти условия, получаем четыре однородных уравнения, из которых найдутся постоянные A, B, C, D и уравнение для определения собственных частот системы.

Во многих отношениях более удобной оказывается следующая система частных решений уравнения (5.3.13):

$$\begin{cases} S(x)=\dfrac{1}{2}(\operatorname{ch} kx+\cos kx); \\ T(x)=\dfrac{1}{2}(\operatorname{sh} kx+\sin kx); \\ U(x)=\dfrac{1}{2}(\operatorname{ch} kx-\cos kx); \\ V(x)=\dfrac{1}{2}(\operatorname{sh} kx-\sin kx). \end{cases} \qquad (5.3.15)$$

Функции S, T, U, V называют функциями А.Н. Крылова. Найдем значения этих функций и их производных по аргументу kx до третьего порядка включительно при $x=0$:

$$\begin{array}{llll} S(0)=1, & S'(0)=0, & S''(0)=0, & S'''(0)=0; \\ T(0)=0, & T'(0)=1, & T''(0)=0, & T'''(0)=0; \\ U(0)=0, & U'(0)=0, & U''(0)=1, & U'''(0)=0; \\ V(0)=0, & V'(0)=0, & V''(0)=0, & V'''(0)=1. \end{array} \qquad (5.3.16)$$

Определитель, составленный из данных величин, равен единице, поэтому функции Крылова называют иногда функциями с единичной матрицей, а систему (5.3.15) — нормальной или фундаментальной системой интегралов уравнений.

Выражения последовательных производных по x от функций $S(x)$, $T(x)$, $U(x)$, $V(x)$ до четвертого порядка включительно приведены в табл. 5.3.2.

5.3.2. Выражения последовательных производных по x

Функции	Первая производная	Вторая производная	Третья производная	Четвертая производная
$S(x)$	$kV(x)$	$k^2U(x)$	$k^3T(x)$	$k^4S(x)$
$T(x)$	$kS(x)$	$k^2V(x)$	$k^3U(x)$	$k^4T(x)$
$U(x)$	$kT(x)$	$k^2S(x)$	$k^3V(x)$	$k^4U(x)$
$V(x)$	$kU(x)$	$k^2T(x)$	$k^3S(x)$	$k^4V(x)$

Рассмотрим решение задачи для различных условий закрепления стержня.

Колебания однородного стержня с шарнирно закрепленными концами.

В этом случае интеграл, удовлетворяющий условиям на левом конце $\varphi(0)=\varphi''(0)=0$, должен содержать функции, обращающиеся для $x=0$ в нуль вместе со своими вторыми производными.

Как видно из (5.3.16), такими функциями являются T и V. Следовательно,

$$\varphi(l)=BT(kl)+DV(kl)=0;$$
$$\varphi''(l)=k^2[BV(kl)+DR(kl)]=0,$$

тогда $T^2(kl)-V^2(kl)=0$.

В элементарных функциях $\sin kl=0$.

Данное уравнение и является для рассматриваемого случая уравнением частот. Из него находим $k_il=i\pi$, $i=1,\ldots,n$, а так как $k_i^4=\dfrac{\mu\omega_i^2}{EJ}$, то $\omega_i=k_i^2\sqrt{\dfrac{EJ}{\mu}}=\dfrac{i^2\pi^2}{l^2}\sqrt{\dfrac{EJ}{\mu}}$, $i=1,\ldots,n$. Таковы собственные частоты системы. Для собственных форм из (5.3.14) получим

$$\varphi_i(x)=B_i\sin\frac{i\pi x}{l},\ i=1,\ldots,n.$$

Первые три собственные формы колебаний корпуса представлены на рис. 5.3.7, *а*. Общее решение имеет вид

$$y(x,\ t)=\sum_{i=1}^{\infty}(M_i\cos\omega_it+N_i\sin\omega_it)\sin\frac{i\pi x}{l},$$

где постоянные M_i, N_i можно определить из начальных условий.

Колебания стержня с жестко закрепленным $x=0$ и свободным $x=l$ концами.

Краевые условия в этом случае:

$$\varphi(0)=\varphi'(0)=0;$$
$$\varphi''(l)=\varphi'''(l)=0.$$

Интеграл уравнения (5.3.13), удовлетворяющий условиям на конце $x=0$, имеет вид $\varphi(x)=CU(kx)+DV(kx)$.

Условия на конце $x=l$ выражаются уравнениями

$$\begin{aligned} CS(kl)+DT(kl)&=0; \\ CV(kl)+DS(kl)&=0. \end{aligned} \qquad (5.3.17)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

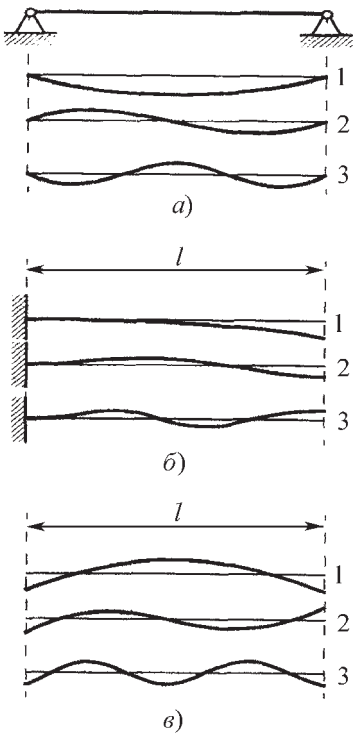


Рис. 5.3.7. Формы колебаний корпуса:
а — с шарнирно-закрепленными концами; *б* — консольного; *в* — со свободными концами

Тогда $S^2 - TV = 0$ или $\operatorname{ch} kl \cos kl + 1 = 0$.

По таблицам находим первые четыре корня уравнения

$$kl = 1{,}875;\ 4{,}694;\ 7{,}855;\ 10{,}996.$$

Для первых четырех собственных частот по (5.3.13) получим:

$$\omega_1 = \frac{1{,}875^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}};\quad \omega_2 = \frac{4{,}694^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}};$$

$$\omega_3 = \frac{7{,}855^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}};\quad \omega_4 = \frac{10{,}996^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}}.$$

Уравнение i-й собственной формы составим следующим образом. Подставив в (5.3.17) $k_i l$, находим значение отношения $\frac{D}{C} = -\frac{S(k_i l)}{T(k_i l)} = -\frac{V(k_i l)}{S(k_i l)}$.

Подставив это значение в $\varphi(x)$, получим

$$\varphi_i(x) = C\left[U(k_i x) - \frac{S(k_i l)}{T(k_i l)}V(k_i x)\right] = C\left[U(k_i x) - \frac{V(k_i l)}{S(k_i l)}V(k_i x)\right].$$

На рис. 5.3.7, *б* представлены первые три формы колебаний.

Колебания стержня со свободными концами. Краевые условия в этом случае:

$$\varphi''(0) = \varphi'''(0) = 0;$$
$$\varphi''(l) = \varphi'''(l) = 0.$$

Интеграл, удовлетворяющий условиям на концах:

$$x = 0,\ \varphi(x) = AS(kx) + BT(kx);$$
$$x = l,$$
$$AU(kl) + BV(kl) = 0;$$
$$AT(kl) + BU(kl) = 0.$$

Тогда $U^2 - TV = 0$ или $\operatorname{ch} kl \cos kl - 1 = 0$.

Первые два корня уравнения $kl = 4{,}73;\ 7{,}85$.

Соответствующие частоты колебаний

$$\omega_1 = \frac{4{,}73^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}};\quad \omega_2 = \frac{7{,}85^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}}.$$

Уравнение форм колебаний имеет вид

$$\varphi(x) = A\left[S(kx) - \frac{T(kl)}{U(kl)}T(kx)\right].$$

Для первой формы колебаний получим

$$\varphi(x) = A\left[S\left(\frac{4{,}73}{l}x\right) - 0{,}98T\left(\frac{4{,}73}{l}x\right)\right].$$

На участке $[0; l]$ функция $\varphi(x)$ дважды меняет знак. Таким образом, форма колебаний, соответствующая первой отличной от нуля частоте, имеет два узла.

Согласно теореме об узлах собственных форм таким количеством узлов может обладать третья форма колебаний. Данное противоречие легко устраняется, по крайней мере формально, если за первую и вторую формы принять выражения, соответствующие поступательному и вращательному перемещениям стержня. Тем не менее, первой формой колебаний в рассматриваемом случае называется двухузловая форма, соответствующая частоте $\omega_1 = \frac{4{,}73^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{\mu}}$.

Графики первых трех форм колебаний стержня со свободными концами представлены на рис. 5.3.7, *в*.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В дальнейшем рассмотрим решение уравнения колебаний (5.3.10) с ненулевой правой частью, которое может быть получено методом разделения переменных [2]. Решение представляется в виде

$$y(x,t)=\sum_{i=1}^{\infty}\varphi_i(x)T_i(t), \qquad (5.3.18)$$

где $\varphi_i(x)$ — собственные функции; $T_i(t)$ — функции времени.

Подставив (5.3.18) в исходное уравнение (5.3.15), получим

$$\sum_i T_i\frac{d^2}{dx^2}\left(EJ_x\frac{d^2\varphi_i}{dx^2}\right)+\sum_i m_x\varphi_i\ddot{T}_i=q(x,T). \qquad (5.3.19)$$

Учитывая, что собственные функции $\varphi_i(x)$ удовлетворяют уравнению $(EJ_x\varphi_i'')''=\omega_i^2 m_x\varphi_i(x)$, исходное уравнение (5.3.10) примет вид

$$\sum_i m_x\varphi_i(\ddot{T}_i+\omega_i^2T_i)=q,$$

где ω_i — собственная частота колебаний i-го тона.

Умножив обе части уравнения на φ_i и проинтегрировав от 0 до l, получим

$$\left(\int_0^l m_x\varphi_i^2dx\right)(\ddot{T}_i+\omega_i^2T_i)=\int_0^l q\varphi_i dx. \qquad (5.3.20)$$

При выводе (5.3.20) учитывалось свойство ортогональности собственных функций

$$\int_0^l m_x\varphi_s\varphi_i dx=\begin{cases}\int_0^l m_x\varphi_i^2dx & \text{при } s=i;\\ 0 & \text{при } s\neq i.\end{cases}$$

Согласно (5.3.20) функции времени $T_i(t)$ удовлетворяют дифференциальному уравнению

$$\ddot{T}_i+\omega_i^2T_i=H_{i\,\text{пр}}, \qquad (5.3.21)$$

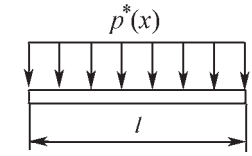
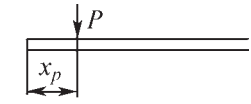
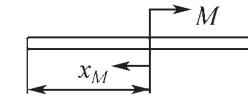
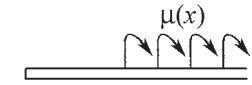
где $H_{i\,\text{пр}}=\dfrac{\int_0^l q\varphi_i dx}{M_{\text{пр}}}$ — приведенная сила;

$M_{\text{пр}}=\int_0^l m_x\varphi_i^2dx$ — приведенная масса.

С учетом демпфирования (5.3.21) примет вид

$$\ddot{T}_i+2\omega_i\xi\dot{T}_i+\omega_i^2T_i=H_{i\,\text{пр}}, \qquad (5.3.22)$$

5.3.3. Значения приведенной силы для различных условий нагружения

Схема нагружения	Значение приведенной силы
	$\int_0^l p^*(x)\varphi(x)dx$
	$P\varphi(x=x_p)$
	$M\varphi'(x=x_M)$
	$\int_0^l \mu(x)\varphi'(x)dx$

где $\xi=\dfrac{1}{2\pi}\delta_{\text{л}}$ — коэффициент демпфирования;

$\delta_{\text{л}}=\ln\dfrac{A_i}{A_{i-1}}$ — логарифмический декремент затухания, равный 0,05...0,15.

Значения приведенной силы ($p^*(x)$ — распределенная сила) для различных условий нагружения представлены в табл. 5.3.3.

Параметры собственных функций вида $\varphi_i=\sin\dfrac{\lambda_i x}{l}+A_i\cos\dfrac{\lambda_i x}{l}+B_i\,\text{sh}\dfrac{\lambda_i x}{l}+C_i\,\text{ch}\dfrac{\lambda_i x}{l}$ представлены в табл. 5.3.4.

При этом собственная частота колебаний оценивается по соотношению

$$\omega_i=\sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\lambda_i}{l}\right)^2,$$

где λ_i — собственное значение краевой задачи.

Для исследования динамического нагружения конструкции ЛА во многих случаях целесообразно воспользоваться спектральной теорией, основанной на использовании преобразования Фурье.

Спектр функции $f(t)$ вычисляют по формуле

$$S=\int_{-\infty}^{\infty}f(t)e^{-j\omega t}dt. \qquad (5.3.23)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.3.4. Параметры собственных функций вида $\varphi_i = \sin\frac{\lambda_i x}{l} + A_i \cos\frac{\lambda_i x}{l} + C_i \operatorname{ch}\frac{\lambda_i x}{l}$

Условия закрепления	i	λ_i	λ_i^2	λ_i^3	λ_i^4	A_i	B_i	C_i
	1	3,142	9,869	31,007	97,409	0	0	0
	2	6,283	39,479	248,05	1 558,6	0	0	0
	3	9,425	88,83	837,18	7 890,4	0	0	0
	4	12,566	157,91	1 984,4	24 937	0	0	0
	5	15,708	246,74	3 875,8	60 881	0	0	0
	1	4,730	22,373	105,82	500,55	–1,0178	–1	1,0178
	2	7,853	61,670	484,29	3 803,1	–0,999223	–1	0,999223
	3	10,996	120,91	1 329,5	14 620	–1,0000335	–1	1,0000335
	4	14,137	199,86	2 825	37 117	–0,9999986	–1	0,9999986
	5	17,279	298,56	5 158,9	89 140	–1,0000001	–1	1,0000001
	1	4,730	22,373	105,82	500,55	–1,0178	1	–1,0178
	2	7,853	61,670	484,29	3 803,1	–0,999223	1	–0,999223
	3	10,996	120,91	1 329,5	14 620	–1,0000335	1	–1,0000335
	4	14,137	199,86	2 825	37 117	–1,9999986	–1	–0,9999986
	5	17,279	298,56	5 158,9	89 140	–1,0000001	1	–1,0000001
	1	3,927	15,421	60,558	237,81	0	0,027875	0
	2	7,069	49,971	353,24	2 497,1	0	–0,0012041	0
	3	10,210	104,24	1 064,3	10 867	0	0,0000520	0
	4	13,352	178,28	2 380,3	31 782	0	–0,0000022	0
	5	16,494	272,02	4 486,4	73 994	0	0,0000001	0
	1	1,875	3,516	6,5918	12,359	–1,3622	–1	1,3622
	2	4,694	22,034	103,43	485,50	–0,98187	–1	0,98187
	3	7,855	61,701	484,66	3 807,0	–1,000777	–1	1,000777
	4	10,996	120,91	1 329,5	14 620	–0,999965	–1	0,999965
	5	14,137	199,86	2825	37 117	–1,0000015	–1	1,0000015

Для обратного преобразования имеем

$$f(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} S(\omega) e^{j\omega t} d\omega. \qquad (5.3.24)$$

Формулы (5.3.23) и (5.3.24) являются основными в теории спектров и представляют собой пару преобразований Фурье, связывающих между собой вещественную функцию времени $f(t)$ и комплексную частоты $S(\omega)$.

Интеграл Фурье в комплексной форме имеет вид (5.3.24), где функция $f(t)$ является суммой синусоидальных составляющих. Но $f(t)$ предполагается непериодической, поэтому может быть представлена только суммой бесконечно большого числа бесконечно малых колебаний, бесконечно близких по частоте.

Комплексная амплитуда каждого отдельного колебания бесконечно мала и равна $dC = \frac{1}{\pi} S(\omega) d\omega$.

Частотный интервал между двумя соседними колебаниями также бесконечно мал и равен $d\omega$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

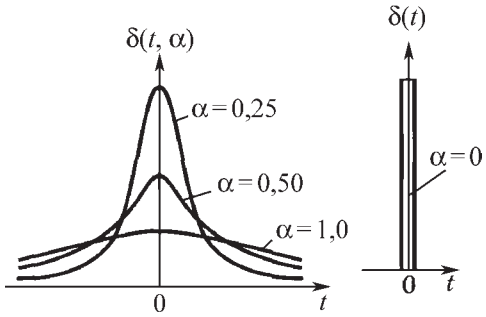


Рис. 5.3.8. График δ-функции

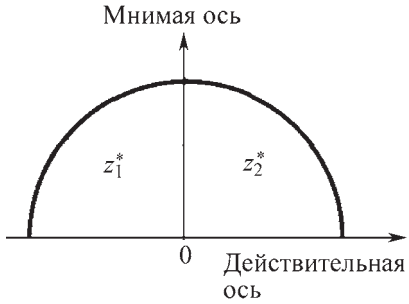


Рис. 5.3.9. Особые точки в верхней полуплоскости

При проведении спектральных исследований часто обращаются к понятию δ-функции. Функция $\delta(t,\alpha)$ представлена на рис. 5.3.8. Дельта-функцию $\delta(t)$ можно рассматривать как предел непрерывной функции $\delta(t,\alpha)$ при $\alpha \to 0$:

$$\delta(t) = \lim_{\alpha\to\infty} \delta(t,\alpha) = \lim_{\alpha\to\infty} \frac{\alpha}{\pi(t^2+\alpha^2)}. \qquad (5.3.25)$$

Полученные выше соотношения позволяют использовать преобразование Фурье для решения дифференциальных уравнений.

С этой целью рассмотрим уравнение $a_n y^{(n)} + a_{n-1} y^{(n-1)} + \ldots + a_1 y' + a_0 y = x(t)$. Произведя преобразование Фурье, получим

$$S_y(\omega)(a_n(j\omega)^n + a_{n-1}(j\omega)^{n-1} + \ldots + a_1(j\omega) + a_0) = S_x(\omega);$$

$$S_y(\omega) = \frac{1}{a_n(j\omega)^n + \ldots + a_0} S_x(\omega) = H(\omega) S_x(\omega). \qquad (5.3.26)$$

Таким образом,

$$y(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} H(\omega) S_x(\omega) e^{i\omega t} d\omega,$$

где $H(\omega)$ — комплексная частотная характеристика, $H(\omega) = |H(\omega)| e^{-j\varphi(\omega)}$; $|H(\omega)|$ — амплитудная характеристика (отношение амплитуд на выходе и входе); $\varphi(\omega)$ — фазовая характеристика (сдвиг фаз между выходом и входом).

При решении конкретных задач вычисление интегралов целесообразно проводить с помощью теории вычетов

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(x)dx = 2\pi j \sum_i \operatorname{res}_{z_i} f(z),$$

где z_i — особые точки в верхней полуплоскости (рис. 5.3.9).

Относительно простого полюса вычет оценивается по соотношению

$$\operatorname*{res}_{z_1} f(z) = \lim_{z\to z_1} (z - z_1) f(z_1).$$

Для n-кратного полюса

$$\operatorname*{res}_{z_1} f(z) = \frac{1}{(n-1)!} \lim_{z\to 1} [(z - z_1)^n f(z)]^{(n-1)},$$

где $(n-1)$ означает $(n-1)$-ю производную.

Рассмотрим два типа воздействий — импульсное и гармоническое.

Импульсное воздействие: $x(t) = \delta(t)$.

Спектр воздействия $\delta(t)$ равен $S_x = \int_{-\infty}^{\infty} e^{-j\omega t}\delta(t)dt = 1$.

Согласно (5.3.26) имеем $S_y = H(\omega)$; $y_\delta(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} H(\omega) e^{j\omega t} d\omega$, где $y_\delta(t)$ — импульсная реакция системы.

Очевидно, $H(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} e^{j\omega t} y_\delta(t) dt$.

Рассмотрим реакцию на импульсное воздействие динамической системы, описываемой уравнением $y'' + 2\alpha y' + \omega_0^2 y = x(t) = \delta(t)$.

Для рассматриваемого случая $H(\omega) = \frac{1}{(j\omega)^2 + 2\alpha(j\omega) + \omega_0^2}$.

Тогда

$$y_\delta(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{\omega_0^2 - \omega^2 + 2\alpha j\omega} e^{j\omega t} d\omega =$$

$$= \frac{1}{\pi}\operatorname{Re}\int_0^{\infty} \frac{e^{j\omega t}}{-(\omega-\omega_1)(\omega-\omega_2)} d\omega,$$

где $\omega_1 = \alpha j + \sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2} = \alpha j + \omega_э$; $\omega_2 = \alpha j - \sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2} = \alpha j - \omega_э$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Произведя интегрирование, получим $\int_0^\infty f(\omega)d\omega = 2\pi j \operatorname{res}_{\omega_1} f(\omega) = \frac{2\pi j e^{j\omega_1 t}}{-(\omega_1-\omega_2)}$.

Таким образом, окончательно найдем

$$y_\delta(t) = \operatorname{Re}\frac{e^{-\alpha t + j\omega_э t}}{-\omega_э} = \frac{1}{\omega_э} e^{-\alpha t}\sin\omega_э t.$$

Гармоническое воздействие: $x(t) = e^{j\Omega t} = \cos\Omega t + j\sin\Omega t$.

Спектр воздействия

$$S_x(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} e^{j\Omega t} e^{-j\omega t} dt = \int_{-\infty}^{\infty} e^{j(\Omega-\omega)t} dt = 2\pi\delta(\omega-\Omega).$$

Таким образом,

$$y^*(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} e^{j\omega t}\frac{2\pi\delta(\omega-\Omega)}{\omega_0^2-\omega^2+2j\alpha\omega}d\omega =$$

$$= \frac{e^{j\Omega t}}{(\omega_0^2-\Omega^2)+2j\alpha\Omega} = \frac{[(\omega_0^2-\Omega^2)\cos\Omega t + 2\alpha\Omega\sin\Omega t] + j[-2\alpha\Omega\cos\Omega t + (\omega_0^2-\alpha^2)\sin\Omega t]}{\sqrt{(\omega_0^2-\Omega^2)^2+4\alpha^2\Omega^2}\qquad\sqrt{(\omega_0^2-\Omega^2)^2+4\alpha^2\Omega^2}}.$$

Введем обозначения:

$$\sin\beta = \frac{2\alpha}{\sqrt{4\alpha^2\Omega^2+(\omega_0^2-\Omega^2)^2}};$$

$$\cos\beta = \frac{\omega_0^2-\Omega^2}{\sqrt{4\alpha^2\Omega^2+(\omega_0^2-\Omega^2)^2}}.$$

Получим $y^*(t) = \frac{\cos(\Omega t-\beta)+j\sin(\Omega t-\beta)}{\sqrt{4\alpha^2\Omega^2+(\omega_0^2-\Omega^2)^2}}$.

Если $x(t) = \sin\Omega t = Jm(e^{j\Omega t})$, то $y(t) = Jm[y^*(t)] = \frac{\sin(\Omega t-\beta)}{\sqrt{4\alpha^2\Omega^2+(\omega_0^2-\Omega^2)^2}}$.

Таким образом, приняв $A_x = 1$, найдем

$$A_y = \frac{1}{\sqrt{(1-\bar\omega^2)^2+4\xi^2\bar\omega^2}}\frac{1}{\omega_0^2} = |H|,$$

где $\bar\omega = \frac{\Omega}{\omega_0}$; $\alpha = \xi\omega_0$.

Полученные результаты позволяют оценить коэффициент динамичности

$$\eta_д = \frac{P_д}{P_{ст}},$$

где $P_{ст} = cA_{y_{ст}} = \omega_0^2 m\frac{A_x}{\omega_0^2} = mA_x$; $P_д = cA_y = \omega_0^2|H|P_{ст}$.

Таким образом, коэффициент динамичности, показывающий во сколько раз амплитудное значение реакции конструкции при динамическом нагружении превышает статическое, будет равен

$$\eta_д = \frac{1}{\sqrt{(1-\bar\omega^2)^2+4\xi^2\bar\omega^2}}, \quad (5.3.27)$$

где $\bar\omega = \omega/\omega_n$, ω_n — собственная частота колебаний n-го тона. Очевидно, при резонансе ($\omega = \omega_n$) получим $\eta_д = \frac{1}{2\xi}$. Заметим, что в (5.3.27) коэффициент демпфирования обычно выражают через логарифмический коэффициент затухания $\delta_л$:

$$\xi = \frac{\delta_л}{2\pi}, \quad (5.3.28)$$

где $\delta_л = \ln A_i/A_{i-1}$; A_i, A_{i-1} — амплитуды колебаний i-го и $(i-1)$-го циклов.

Логарифмический декремент затухания характеризует гашение колебаний в конструкции корпуса за счет внутреннего трения, соударения в зазорах и других факторов.

Для металлических конструкций коэффициент $\delta_л = (0{,}05...0{,}15)$.

С учетом (5.3.28) выражение для коэффициента динамичности примет вид

$$\eta_д = \frac{1}{\sqrt{(1-\bar\omega^2)^2+\bar\omega^2\left(\frac{\delta_л}{\pi}\right)^2}}.$$

Характер изменения коэффициента динамичности по $\bar\omega$ для различных ξ представлен на рис. 5.3.10. Из графика видно, что для уменьшения динамической реакции конструкции необходимо либо увеличивать коэффициент демпфирования системы, либо уходить от резонансной частоты путем мероприятий проектно-конструкторского характера.

Прогнозирование вибронагружения балочных конструкций летательных аппаратов

На активном участке полета корпус ЛА подвергается воздействию вибрационных и акустических нагрузок, основными источни-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

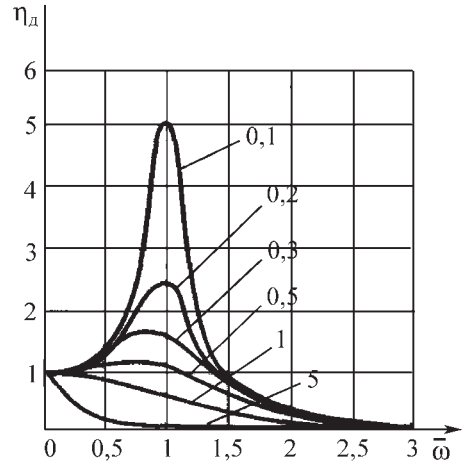


Рис. 5.3.10. Изменение коэффициента динамичности по безразмерной частоте для различных уровней демпфирования ξ

ками которых являются двигатели и атмосферная турбулентность. Данные нагрузки передаются от корпуса ЛА на элементы конструкции ЛА.

Например, антенну космического ЛА в сложенном состоянии можно рассматривать как балку на подвижном основании, схема вибронагружения которой представлена на рис. 5.3.11. Реакцию конструкции элемента можно рассматривать как вынужденные колебания $y(x,t)$ элемента, вызванные движением опор. В качестве расчетной схемы можно принять балку, нагруженную погонной нагрузкой от инерционной силы $p(t,x)=m(x)\ddot{S}(t)$, где $m(x)$ — погонная масса балки; $\ddot{S}(t)$ — виброускорение, соответствующее сечению корпуса аппарата в месте подвески штанги.

В этом случае перемещение по длине элемента представим в виде $y(x,t)=\sum_{k=1}^{\infty}\varphi_k(x)T_k(t)$, где $\varphi_k(x)$ — собственная форма колебаний элемента, определяемая конкретной расчетной схемой; $T_k(t)$ — интенсивность колебаний.

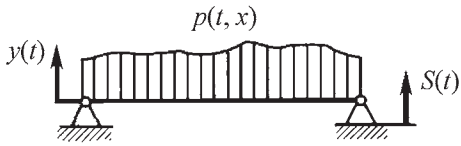


Рис. 5.3.11. Схема вибронагружения антенны на активном участке полета

Следовательно, величину изгибающего момента, действующего в сечениях элементов конструкции, можно оценить соотношением $M=\sum_{k=1}^{\infty}\varphi_k''(x)EJ(x)T_k(t)$, где E — модуль упругости материала конструкции; $J(x)$ — момент инерции сечения элемента конструкции.

Характеристики $T_k(t)$ оцениваются на основе исследования дифференциальных уравнений, описывающих поведение функций T_k, $\ddot{T}_k(t)+2\alpha_k\dot{T}_k(t)+\omega_k^2T_k(t)=H_k(t)$, где $\alpha_k=\xi\omega_k$; ω_k — собственная частота, соответствующая k-му тону колебаний; $\xi=\frac{\delta_л}{2\pi}$, $\delta_л$ — логарифмический декремент затухания;

$$H_k(t)=\frac{1}{M_{пр\,k}}\int_0^l p(t,x)\varphi_k(x)dx;$$

$$M_{пр\,k}=\int_0^l m(x)\varphi_k^2(x)dx.$$

После преобразования получим

$$\ddot{T}_k(t)+2\xi\omega_k\dot{T}_k(t)+\omega_k^2T_k(t)=-\eta_k\ddot{S},$$

где $\eta_k=\frac{\int_0^l m(x)\varphi_k(x)dx}{\int_0^l m(x)\varphi_k^2(x)dx}$ — коэффициент вовлечения формы.

Значения η_k при различных способах закрепления балки в предложении постоянства $m(x)$, даны в табл. 5.3.5.

С учетом полученных результатов для частотной характеристики имеем

$$H(\omega)=\frac{\eta_k\omega^2}{-\omega^2+2\xi_k\omega_k\omega i+\omega_k^2}.$$

Тогда

$$|H(\omega)|=\frac{\eta_k\omega^2}{\sqrt{(\omega_k^2-\omega^2)^2+(2\xi_k\omega_k\omega)^2}}. \qquad (5.3.29)$$

Заметим, что при резонансе $\omega=\omega_k$ имеем $|H|=\eta_k\frac{\pi}{\delta_л}$.

Таким образом, задавая перемещения в виде $S=A_0\sin\omega_k t$, получим $A_{T_k}=A_0|H(\omega_k)|$. Тогда $T_k=A_{T_k}\sin(\omega_k t-\varphi_k)$, где φ_k — смещение по фазе.

5.3.5. Значения коэффициента вовлечения формы при различных способах закрепления балки

Тип балки	η_1	η_2	η_3	η_4
Защемленно-свободная	0,7830	0,4339	0,2544	0,1819
Защемленно-защемленная	0,8386	0,0000	0,3638	0,0000
Защемленно-опертая	0,8600	0,0826	0,3344	0,0439
Защемленно-скользящая	0,8309	0,3638	0,2315	0,1698
Оперто-опертая	1,2782	0,0000	0,4230	0,0000
Свободно-свободная	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
Оперто-свободная	–0,3703	0,1998	–0,1385	0,1059
Скользяще-опертая	1,2732	–0,4233	0,2546	–0,1819
Скользяще-скользящая	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
Скользяще-свободная	0	0	0	0

Для нахождения φ_k выражение для частотной характеристики представим в виде

$$H(\omega)=\frac{\eta_k\omega^2(\omega_k^2-\omega^2-2\xi_k\omega_k\omega i)}{(\omega_k^2-\omega^2)^2+(2\xi_k\omega_k\omega)^2}.$$

Отсюда $\operatorname{tg}\varphi_k=\dfrac{Jm(H(\omega))}{\operatorname{Re}(H(\omega))}=\dfrac{2\xi_k\overline{\omega}_k}{1-\overline{\omega}_k^2}$, где $\overline{\omega}_k=\dfrac{\omega}{\omega_k}$.

График фазовой характеристики процесса представлен на рис. 5.3.12.

Изгибающий момент оценивается по соотношению

$$M_k=A_0EJ_x\sum_k\varphi_k''(x)|\,H(\omega)|\sin(\omega_k t-\varphi_k).$$

Амплитудное значение изгибающего момента для i-го тона колебаний:

$$A_{M_i}=A_0EJ_x\varphi_i''(x)|\,H_i(\omega_0)|.$$

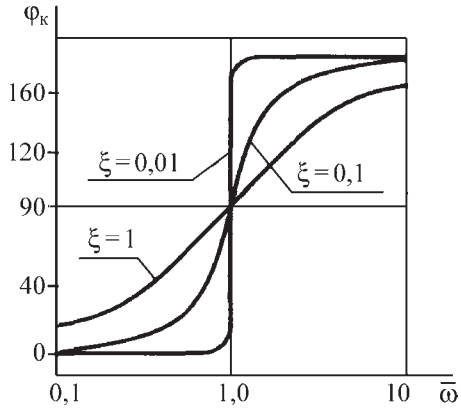


Рис. 5.3.12. Фазовая характеристика процесса

Соответственно, для напряжений получим

$$A_{\sigma_i}=\frac{A_{M_i}}{J}y.$$

Работоспособность предлагаемого подхода проиллюстрирована на модельном примере, где представлена расчетная схема балки (рис. 5.3.13).

При проведении расчетов приняты следующие исходные данные:

$E=7{,}1\cdot10^{10}$ МПа; $\sigma_в=320$ МПа; $l=1{,}5$ м; $R=20\cdot10^{-3}$ м; $h=3\cdot10^{-3}$ м; $\gamma_{Al}=2{,}7\cdot10^3$ кг / м^3; $A_{S_0}=5\cdot10^{-4}$ м; $\delta_л=0{,}1$; $t=560$ с; $\omega_1=\omega_0$.

Расчет промежуточных параметров:

$$\varphi(x)=\sin\lambda\frac{x}{l};\quad|\,\varphi''(x)|=\left(\frac{\lambda}{l}\right)^2\sin\lambda\frac{x}{l};$$

$$\left|\varphi''\left(x=\frac{l}{2}\right)\right|=\left(\frac{\pi}{1{,}5}\right)^2\sin\frac{\pi}{2}=4{,}38(\lambda=\pi);$$

$$|\,H|=\eta_1\frac{\pi}{\delta_л}=1{,}27\frac{\pi}{0{,}1}=1{,}27\cdot31{,}4=39{,}88.$$

Расчет напряжений:

$$A_\sigma=\frac{M}{J}y=A_{S_0}E\left|\varphi''\left(\frac{l}{2}\right)\right||\,H|R=$$

$$=5\cdot10^{-4}\cdot7{,}1\cdot10^{10}\cdot4{,}38\cdot39{,}88\cdot20\cdot10^{-3}=124\text{ МПа}.$$

Расчет собственной частоты:

$$\omega=\sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\lambda}{l}\right)^2=$$

$$=4{,}38\sqrt{\frac{71\cdot10^9\cdot75{,}4\cdot10^{-9}}{1{,}02}}=320\text{ с}^{-1}\ (51\text{ Гц}),$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

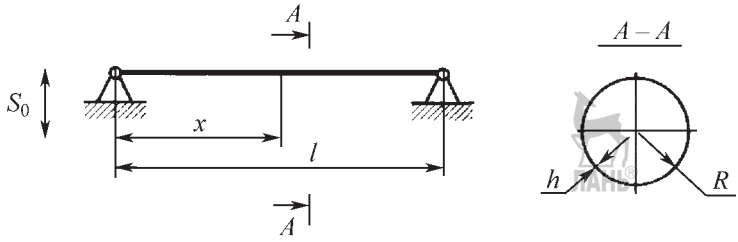


Рис. 5.3.13. Расчетная схема балки

где $J = \pi R^3 h = \pi(20\cdot10^{-3})^3\cdot3\cdot10^{-3} = 75{,}4\cdot10^{-9}$ м^4; $m_x = 2\pi Rh\gamma = 6{,}28\cdot20\cdot10^{-3}\cdot3\cdot10^{-3}\cdot2{,}7\cdot10^3 = 1{,}02$ кг/м.

Оценка предела усталости ($N_ц = ft = 51\times$ $\times 560 = 28\cdot10^3$):

$$\sigma^4_{уст} N_ц = \sigma^4_в \cdot 10^3 = 320^4 \cdot 10^3,$$

где $N_ц$ — количество циклов за время t; f — циклическая частота, $f = \dfrac{\omega}{2\pi}$, Гц.

$$\sigma_{уст} = 320\left(\frac{1}{28}\right)^{\frac{1}{4}} = 139 \text{ МПа}.$$

На практике для оценки нагружения, учитывающего первый тон колебаний, может быть использован приближенный подход, при котором балка считается невесомой. Схема нагружения балки и ее расчетная схема представлены на рис. 5.3.14. В случае отсутствия реального груза рассматривается приведенная масса балки. Жесткость балки оценивается по известному соотношению

$$C = \frac{1}{\delta} = \frac{3lEJ}{a^2(l-a)^2}.$$

Уравнение движения балки можно представить в виде $\ddot{y} + 2\alpha\dot{y} + \omega_0^2 y = -\ddot{S}$, где $\omega_0^2 = \sqrt{\dfrac{c}{m}}$ — частота собственных колебаний системы.

Предполагая, что основание движется по гармоническому закону, получим $S = A_0 \sin\omega t$; $\ddot{S} = -A_0\omega^2 \sin\omega t$.

Согласно полученным ранее результатам амплитуда вынужденных колебаний:

$$A_y = \eta_д \frac{A_0\omega^2}{\omega^2} = \eta_д \frac{n_0 g}{\omega^2},$$

где $n_0 = \dfrac{A_0\omega^2}{g}$.

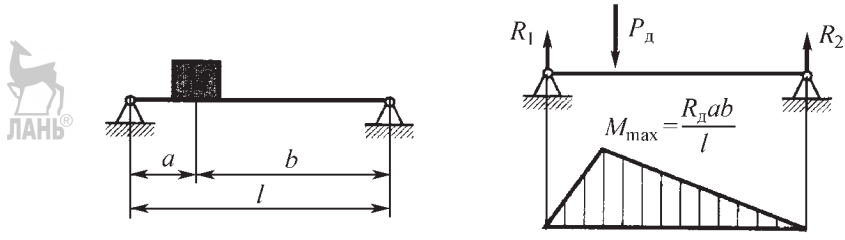
Соответственно, для ускорения груза получим $A_{\ddot{y}} = \eta_д n_0 g$.

Работоспособность приближенного подхода проиллюстрируем на примере расчета балки, схема нагружения собственным весом которой представлена на рис. 5.3.15.

Приведенная масса балки $M_{пр}$ ($\lambda = \pi$): $M_{пр} = \int_0^l m_x \sin^2\lambda \frac{x}{l} dx = \frac{m_x l}{2} = \frac{1{,}53}{2}$, где m_x — погонная масса.

Жесткость балки ($x = l/2$): $C = \dfrac{3lEJ}{\left(\frac{l}{2}\right)^4} = \dfrac{48EJ}{l^3} = \dfrac{48\cdot71\cdot10^9\cdot75{,}4\cdot10^{-9}}{1{,}5^3} = 76\,137$ Н/м.

Собственная частота: $\omega = \sqrt{\dfrac{c}{M_{пр}}} = \sqrt{\dfrac{76\,137\cdot2}{1{,}53}} = 315\ \text{с}^{-1}$.



а) *б*)

Рис. 5.3.14. Схема нагружения невесомой балки (*а*) и ее расчетная схема (*б*)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

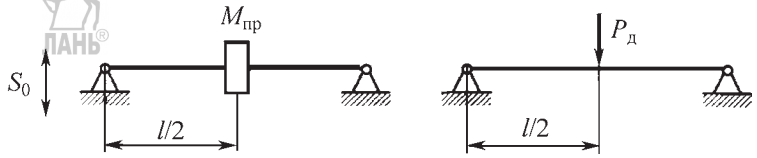


Рис. 5.3.15. Схема нагружения балки ее собственным весом

Динамическая нагрузка: $P_д = \eta_д P_0 = \frac{\pi}{\delta_л} A_{\ddot{S}_0} \times$

$\times M_{пр} = \frac{\pi}{\delta_л} A_{S_0} \omega^2 M_{пр}.$

Изгибающий момент: $M_д = \frac{P_д l}{4} = \frac{\pi}{\delta_л} \frac{l}{4} \times$

$\times A_{S_0} \omega^2 M_{пр} = \frac{31{,}4 \cdot 1{,}5}{4} 5 \cdot 10^{-4} 315^2 \frac{1{,}53}{2} = 461$ Н·м.

Напряжение при $x = \frac{l}{2}$: $\sigma = \frac{M_д}{J} R =$

$= \frac{461 \cdot 20 \cdot 10^{-3}}{75{,}4 \cdot 10^{-9}} = 122$ МПа.

Прогнозирование динамического нагружения конструкции ЛА при срабатывании пиросредств

При разделении разгонных блоков РН происходит срабатывание пиротехнических средств (удлиненный кумулятивный снаряд, пироболтов, пирозамков), что приводит к нарастанию больших давлений за малый промежуток времени и создает в прилегающих зонах конструкции высокие кратковременные перегрузки.

Для оценки их воздействия рассмотрим простейшую расчетную модель. Характер нарастания давления примем в виде прямоугольного импульса δ_I высотой I и длительностью τ. Спектр такого импульса будет равен

$$S_{\delta_I} = I \int_{-\tau/2}^{\tau/2} e^{-j\omega t} dt = -\frac{I}{j\omega} \left(e^{-j\omega \frac{\tau}{2}} - e^{j\omega \frac{\tau}{2}} \right) =$$

$$= \frac{Ij}{\omega} \left(\cos \frac{\omega\tau}{2} - j \sin \frac{\omega\tau}{2} - \cos \frac{\omega\tau}{2} - j \sin \frac{\omega\tau}{2} \right) = I\tau \frac{\sin \frac{\omega\tau}{2}}{\frac{\omega\tau}{2}}. \quad (5.3.30)$$

Спектр прямоугольного импульса обращается в нуль, когда $\sin \frac{\omega\tau}{2} = 0$ (рис. 5.3.16). Тогда $2\pi\Delta f \frac{\tau}{2} = \pi$, где Δf — полоса частот до первого перехода спектра через нуль; τ — длительность импульса (интервал, вне которого функция импульса равна нулю).

Таким образом, $\Delta f = 1/\tau$. В частности, при значении $\tau = 4 \cdot 10^{-3}$ с, характерном при срабатывании пиросредств, получим $\Delta f = 250$ Гц.

В рассматриваемом случае уровни нагружения конструкции ЛА будут зависеть как от энергетики пиросредств, так и от жесткостных характеристик конструкции.

Для оценки ее нагружения воспользуемся подходом, основанным на рассмотрении законов сохранения импульса и энергии. Согласно теореме о сохранении импульса имеем $mV = I\tau$, где m, V — масса и скорость движения объекта соответственно.

Тогда $V = \frac{I\tau}{m}$.

Подставив полученное соотношение в выражение для кинетической энергии, получим $\frac{mV^2}{2} = \frac{(I\tau)^2}{2m}$.

Кинетическая энергия не может превышать энергетику $W_{пс}$ пиросредств, так как часть этой энергии рассеивается.

Таким образом,

$$\frac{I^2\tau^2}{2m} \le W_{пс}; \quad \frac{I}{m} \le \frac{1}{\tau} \sqrt{\frac{2W_{пс}}{m}};$$

$$n_0 = \frac{I}{mg_0} \le \frac{1}{\tau g_0} \sqrt{\frac{2W_{пс}}{m}}.$$

В частности, приняв $\tau = 4 \cdot 10^{-3}$ с; $W_{пс} = 2 \cdot 10^3$ Н·м; $m = 10^3$ кг, получим перегрузку $n_0 \le 50$.

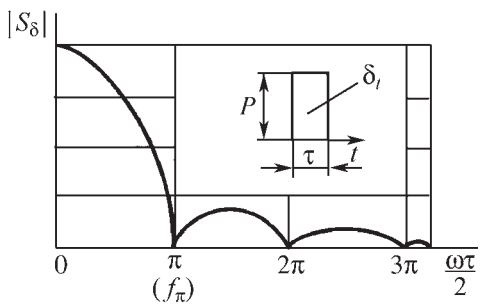


Рис. 5.3.16. Спектр прямоугольного импульса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При воздействии на конструкцию кратковременных нагрузок в ней возникают упругие колебания, уровень которых определяют ее жесткостные характеристики. Для прогнозирования динамики нагружения рассмотрим модель колебаний конструкции, описываемую дифференциальным уравнением

$$\ddot{x} + 2\alpha\dot{x} + \omega_0^2 x = \frac{\delta_t}{m},$$

где α — коэффициент затухания, $\alpha = \omega_0 \delta_л / 2\pi$, $\delta_л$ — логарифмический декремент затухания, $\delta_л = \ln A_i / A_{i+1}$; ω_0 — собственная частота элемента конструкции, $\omega_0^2 = c / m$; c — жесткость элемента конструкции; m — масса объекта.

Преобразовав обе части уравнения методом Фурье, получим

$$[(j\omega)^2 + 2\alpha(j\omega) + \omega_0^2]S_x = \frac{S_{\delta_t}}{m}, \qquad (5.3.31)$$

где $S_{\delta_t} = I\tau \dfrac{\sin\dfrac{\omega\tau}{2}}{\dfrac{\omega\tau}{2}}$.

Решив (5.3.31) относительно S_x и учитывая, что $\lim\limits_{\tau\to 0} \dfrac{\sin\dfrac{\omega\tau}{2}}{\dfrac{\omega\tau}{2}} = 1$, получим

$$S_x = \frac{\dfrac{I\tau}{m}}{\omega_0^2 - \omega^2 + 2\alpha j\omega}.$$

Произведя обратное преобразование, найдем

$$x(t) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} S_x e^{j\omega t} d\omega = \frac{I\tau}{\omega_э m} e^{-\alpha t}\sin\omega_э t, \qquad (5.3.32)$$

где $\omega_э^2 = \omega_0^2 - \alpha^2$

Множитель $e^{-\alpha t}$ характеризует затухание свободных колебаний по времени t.

Так как $\alpha = \dfrac{\delta_л}{T}$, то получим зависимость затухания колебаний от числа циклов

$$e^{-\alpha t} = e^{-\delta_л \frac{t}{T}} = e^{-\delta_л N},\ \delta_л = 0{,}05...0{,}15.$$

Таким образом, после приложения импульса δ_t конструкция будет совершать свободные колебания с частотой $\omega_э$. Соответствующая этому колебанию перегрузка

$$n_\partial = \frac{\ddot{x}(t)}{g_0} = \frac{(\omega_э^2 + \alpha^2)P\tau}{\omega_э m g_0} e^{-\alpha t}\sin(\omega_э t - 2\beta),$$

где $\beta = \operatorname{arctg}\dfrac{\omega_э}{\alpha}$; $\omega_э^2 = \omega_0^2\left[1 - \left(\dfrac{\delta_л}{2\pi}\right)^2\right]$.

Учитывая малость значений $\delta_л$, можно принять

$$\omega_э = \omega_0;\ \beta = \operatorname{arctg}\frac{2\pi}{\delta_л} = \frac{\pi}{2}.$$

При этом соотношение для перегрузки примет вид

$$n_д = \frac{\omega_0 I\tau}{m g_0} e^{-\alpha t}\sin\omega_0 t = A_{n_д}\sin\omega_0 t.$$

Предположив, что $\omega_0 = 10\ \text{с}^{-1}$, получим

$$A_{n_д} = 2e^{-\alpha t} \le 2.$$

Таким образом, конструкция играет роль демпфера, позволяющего как бы растянуть процесс передачи нагрузки во времени и тем самым уменьшить нагрузки на аппарат.

Нагрузки при отделении боковых блоков

Для ракет пакетной схемы динамические нагрузки, возникающие при отделении боковых блоков, могут определять потребную несущую способность корпуса центрального блока.

Проанализируем процесс разделения на примере отделения боковых блоков РН «Союз» (рис. 5.3.17). Неодновременное отделение боковых блоков приводит к возникновению ударного импульса и возбуждению поперечных колебаний корпуса центрального блока.

Для решения задачи в качестве расчетной схемы процесса отделения (рис. 5.3.18) рассмотрим корпус центрального блока с затвердевшей жидкостью.

Перемещение сечений центрального блока представим в виде

$$y = \sum_i \varphi_i(x) T_i(t),$$

где $\varphi_i(x)$ — собственные функции свободной балки;

$$\varphi_i(x) = \sin\lambda_i\frac{x}{l} + A_i\cos\lambda_i\frac{x}{l} + B_i\operatorname{sh}\lambda_i\frac{x}{l} + C_i\operatorname{ch}\lambda_i\frac{x}{l}.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

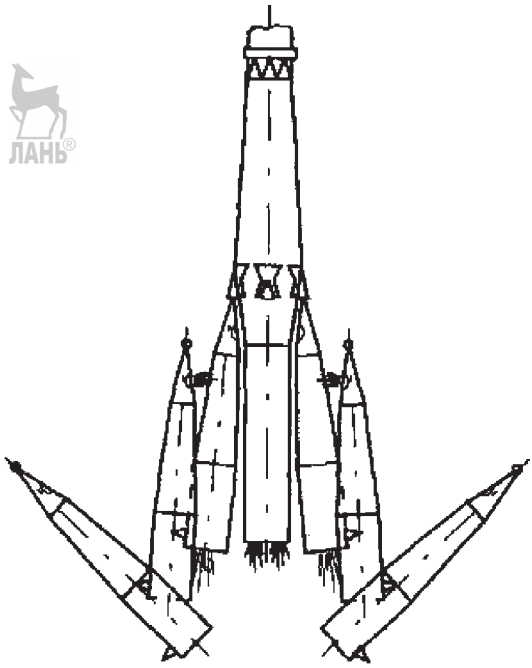


Рис. 5.3.17. Схема отделения боковых блоков РН «Союз»

Функция $T_i(t)$ удовлетворяет уравнению

$$\ddot{T}_i + 2\bar{a}\,\omega_i \dot{T}_i + \omega_i^2 T_i = \frac{\int_0^l P_y(t)\delta(x - x_0)\varphi_i(x)dx}{\int_0^l m_x(x)\varphi_i^2(x)dx},$$

где $\bar{a} = \frac{\delta_л}{2\pi}$ — логарифмический декремент;

$\omega_i = \sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\lambda_i}{l}\right)^2$ — собственные частоты.

Согласно полученным результатам решение уравнения для малых τ примет вид ($i = 1$)

$$T_1 = \frac{P_1 \tau}{M_{пр}\omega_1} e^{-\alpha t} \sin \omega_1 t,$$

где $P_1 = \int_0^l P_y(t)\delta(x - x_0)\varphi(x)dx = P_y(t)\varphi(x_0)$;

$$M_{пр} = \int_0^l m_x(x)\varphi_1^2 dx = M\frac{1}{l}\int_0^l \varphi_1^2(x)dx = M.$$

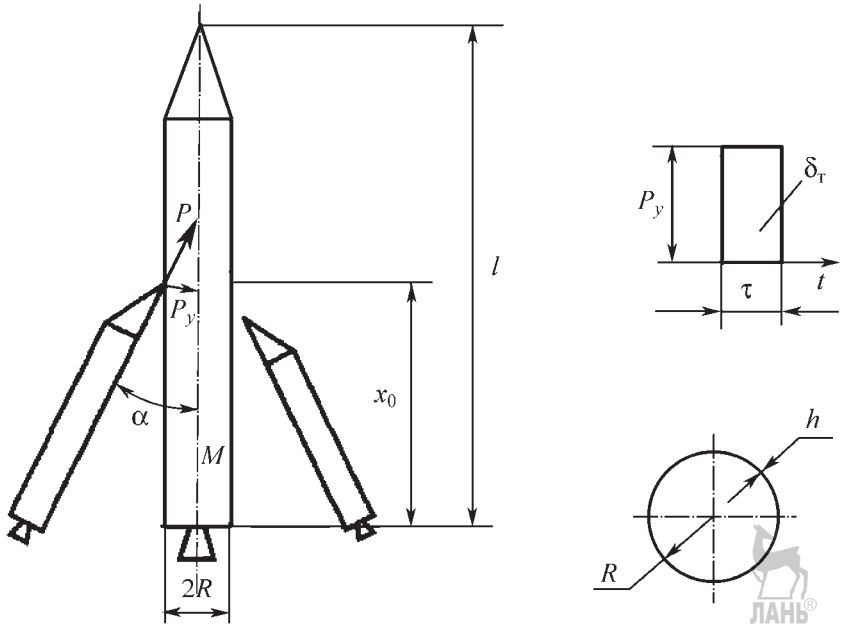


Рис. 5.3.18. Расчетная схема процесса отделения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Знание $T_1(t)$ позволяет получить оценку изгибающего момента

$$M_1 = -EJ\varphi_1''(x)T_1(t),$$

где

$$\varphi''(x) = \left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 \times$$

$$\times\left(-\sin\lambda_1\frac{x}{l}+\cos\lambda_1\frac{x}{l}+\operatorname{sh}\lambda_1\frac{x}{l}-\operatorname{ch}\lambda_1\frac{x}{l}\right)=\left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 A.$$

Соответственно, амплитуда изгибающего момента:

$$A_{\text{м}} = -EJ\left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 \times$$

$$\times\left(-\sin\lambda_1\frac{x}{l}+\cos\lambda_1\frac{x}{l}+\operatorname{sh}\lambda_1\frac{x}{l}-\operatorname{ch}\lambda_1\frac{x}{l}\right)\frac{P_y\varphi(x_0)\tau}{M\omega_1}e^{-\alpha t}.$$

Работоспособность предлагаемого подхода проиллюстрируем на конкретном примере.

При проведении расчета приняты следующие исходные данные:

$$E = 7\cdot10^{10}\ \text{Н}/\text{м}^2;\ R = 1{,}5\ \text{м};\ \delta_{\text{л}} = 5\cdot10^{-3}\ \text{м};$$

$$x_0 = 0{,}5l;\ \alpha = 30^\circ;\ P = 600\ \text{кН};$$

$$\tau = 50\cdot10^{-3}\ \text{с};\ m = 10^5\ \text{кг};\ l = 50\ \text{м};$$

$$\varphi = 1{,}3\ \text{при}\ \frac{x_0}{l} = 0{,}5;\ A = -1{,}5\ \text{при}\ \frac{x}{l} = 0{,}5.$$

Момент инерции сечения:

$$J = \pi R^3 h = \pi 1{,}5^3 5\cdot10^{-3} = 0{,}053\ \text{м}^4.$$

Собственная частота

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 = \sqrt{\frac{7\cdot10^{10}\cdot0{,}053\cdot50}{10^5}}\left(\frac{4{,}73}{50}\right)^2 =$$

$$= 10^3\sqrt{7\cdot5\cdot0{,}053}\,\frac{22{,}4}{2{,}5\cdot10^3} = 12{,}2\ \text{с}^{-1}.$$

Поперечное усилие

$$P_y = P\sin\alpha = 600\cdot\frac{1}{2} = 300\ \text{кН}.$$

Амплитудное значение момента

$$A_{\text{м}} = -EJ\left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 A\,\frac{P_y\varphi(x_0)\tau}{M\omega_1} = \frac{7\cdot10^{10}\cdot5{,}3\cdot10^{-2}4{,}73^2 1{,}5}{50^2}\times$$

$$\times\frac{300\cdot10^3\cdot1{,}3\cdot50\cdot10^{-3}}{10^5\cdot12{,}2} = 796\,016\ \text{Н}\cdot\text{м}.$$

Интенсивность затухания колебаний $e^{-\alpha t} = e^{-0{,}1N}$.

Приняв $N = 10^2$, получим $e^{-\alpha t} = e^{-10} = 0{,}00005$, т.е. колебания после 10^2 циклов практически отсутствуют.

Воздействие ветровой нагрузки на конструкции ЛА

Одним из наиболее важных случаев нагружения конструкций ЛА является полет в неспокойной атмосфере, определяющий потребную несущую способность многих элементов конструкции ЛА. Это подтверждается результатами измерения изгибающего момента при летных испытаниях РН «Сатурн-1», которые представлены на рис. 5.3.19. Поэтому в процессе проектирования ЛА исследованию ветровых нагрузок уделяют большое внимание.

Воздействие ветровой нагрузки сводится к появлению возмущающей силы. На рис. 5.3.20 представлена схема нагружения ЛА,

$$Y = c_n^\alpha \alpha q S.$$

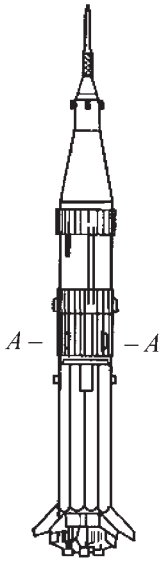
При проведении анализа примем $Y_p = Y$; $\alpha = \frac{W}{V}$. Выражение для погонной поверхностной нагрузки можно представить в виде

$$p(x,t) = (C_n^\alpha)'_x q S_{\text{м}}\frac{W}{V} + Y_p\delta(x - x_p),$$

где $(C_n^\alpha)'_x$ — погонное значение производной по углу атаки α коэффициента поперечной аэродинамической силы; q — скоростной напор; $S_{\text{м}}$ — площадь миделя; W — скорость ветра; V — скорость набегающего потока; Y_p — управляющая сила; x — расстояние от теоретической вершины до расчетного сечения; x_p — расстояние от теоретической вершины до точки приложения управляющей силы.

При рассмотрении движения воздуха в атмосфере можно выделить две характерные составляющие — установившееся перемещение больших масс воздуха и местные вихревые течения небольшой протяженности, или порывы ветра. В соответствии с этим вектор скорости ветра можно представить в виде $\overline{W} = \overline{W}_0 + \overline{W}_{\text{с}}$, где $\overline{W}_0$ — постоянная составляющая скорости ветра с учетом упорядоченных потоков воздуха большой протяженности; $\overline{W}_{\text{с}}$ — переменная составляющая скорости ветра, учитывающая турбулентные порывы воздуха.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



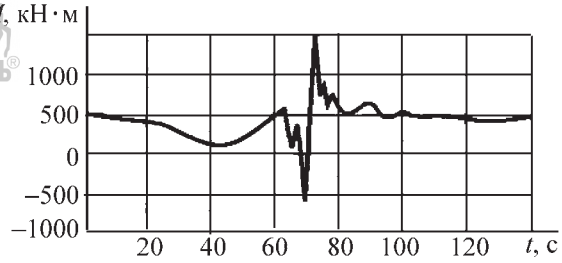


Рис. 5.3.19. Результаты измерения изгибающего момента

Постоянная составляющая скорости ветра в основном зависит от высоты. Максимальное значение скорости ветра в тропосфере обычно наблюдается вблизи тропопаузы. Примерное изменение W_0 по высоте H представлено на рис. 5.3.21.

Как видно из рис. 5.3.21, изменение скорости постоянной составляющей ветра W_0 по высоте на интервале ΔH можно задать в виде треугольника. Спектр треугольного импульса представлен на рис. 5.3.22. Нулевое значение спектра соответствует значению $\frac{\omega\tau}{2} = 2\pi$. Соответствующая частота в Гц равна $f_{2\pi} = \frac{2}{\tau}$.

Оценим динамические характеристики данного воздействия. При проведении ана-

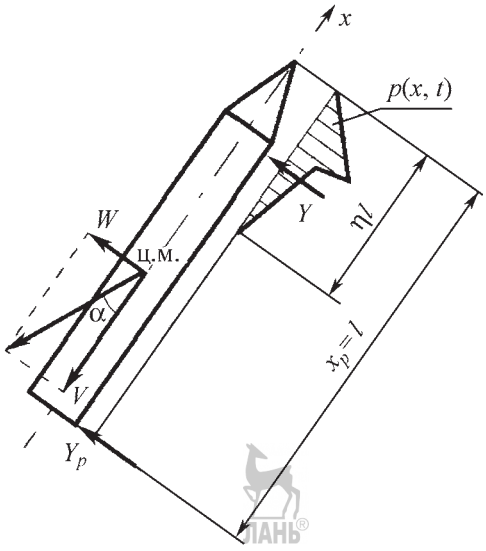


Рис. 5.3.20. Схема нагружения ЛА

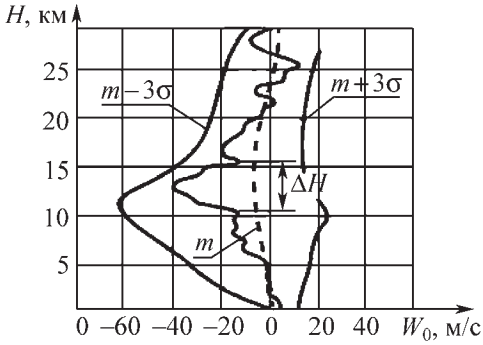


Рис. 5.3.21. Изменение скорости ветра W_0 по высоте H

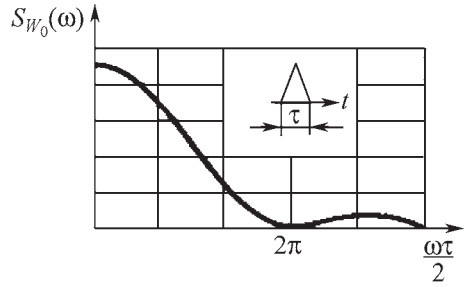


Рис. 5.3.22. Спектр скорости треугольного импульса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

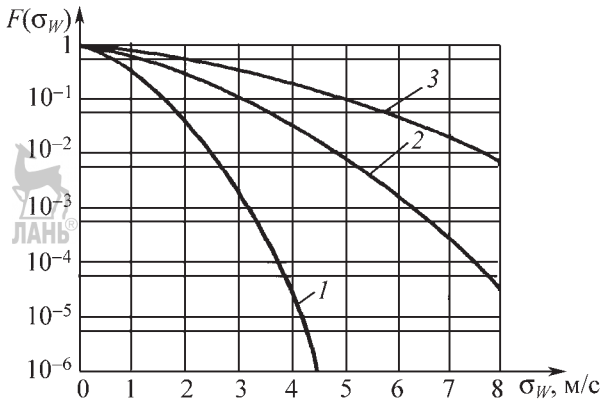


Рис. 5.3.23. Функция распределения среднеквадратичного отклонения скорости ветровых порывов для различных метеоусловий:
1 — ясная погода; *2* — кучевые облака; *3* — грозовые условия

лиза примем следующие исходные данные: $\omega_1 = 12\ с^{-1}$; $\Delta H = 4\,000$ м; $V = 500$ м / с.

В результате расчета получим $\tau = \frac{\Delta H}{V} = \frac{4\,000}{500} = 8$ с; $f_{2\pi} = 2/8 = 0{,}25$ Гц; $f_1 - \frac{\omega_1}{2\pi} = 2$ Гц >> >> 0,25 Гц.

Таким образом, изменение постоянной составляющей по высоте не приводит к возникновению динамического нагружения, так как на собственной частоте колебаний корпуса ЛА интенсивность ветрового воздействия незначительна. Переменная составляющая скорости ветра характеризует турбулентность атмосферы. Турбулентные зоны располагаются в виде сравнительно тонких слоев, максимальная толщина которых почти никогда не превосходит 2 000 м.

Спектральная характеристика переменной составляющей, установленная в результате обработки большого числа экспериментальных данных [4], имеет вид

$$G(\omega) = \frac{L_{\sigma_w^2}}{\pi V} \frac{1 + 3\frac{\omega^2 L^2}{V^2}}{\left(1 + \frac{\omega^2 L^2}{V^2}\right)^2},$$

где L — масштаб турбулентности, пропорциональный среднему размеру возмущенной атмосферы; σ_w — среднеквадратичное отклонение скорости случайного ветра; ω — временная угловая частота.

Для окончательного решения задачи описания случайного ветра требуется задать величины L и σ_w. Обычно для полетных случаев нагружения рекомендуется брать минимальные значения масштаба турбулентности L порядка 300 м. Величину σ_w принимают в зависимости от высоты и метеорологических условий полета.

Функция распределения среднеквадратичного отклонения $F(\sigma_w)$ для различных высот и метеорологических условий полета приведена на рис. 5.3.23.

Характер изменения нормированной спектральной плотности $\frac{G_w(\Omega)}{\sigma_w^2}$ по пространственной угловой частоте Ω представлен на рис. 5.3.24.

Переход к временной частоте ω осуществляется по соотношению $C(\omega) = \frac{1}{V} G(\Omega)$, где $\omega = \Omega V$.

Рассмотрим этот переход для следующих исходных данных: $\omega_1 = 12\ с^{-1}$; $V = 500$ м / с.

В результате получим $\Omega_1 = \frac{\omega_1}{V} = \frac{12}{500} = 2{,}4 \cdot 10^{-2}$; $\frac{G(\Omega)}{\sigma_w^2} = 10$; $G(\Omega) = 10\sigma_w^2$; $G(\omega) = \frac{10\sigma_w^2}{500} = 0{,}02\sigma_w^2$.

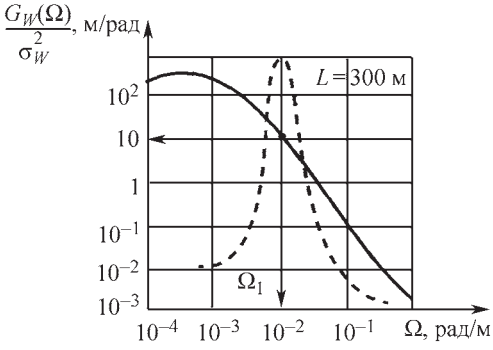


Рис. 5.3.24. Изменение нормированной спектральной плотности по пространственной угловой частоте Ω

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Согласно полученным ранее результатам, перемещение сечений корпуса ЛА можно представить в виде

$$\omega(x_1,t)=\sum_{n=1}^{\infty}T_n(t)\varphi_n(x_1).$$

Функция времени $T_n(t)$ удовлетворяет дифференциальному уравнению

$$\ddot{T}_n(t)+2\alpha_n\dot{T}_n(t)+\omega_n^2T_n(t)=H_n(t),$$

где $\alpha_n=\xi_n\omega_n$; $\xi_n=\delta_n/2\pi$.

Спектральную плотность $F_{T_n}(\omega)$ можно представить в виде

$$F_{T_n}(\omega)=\frac{F_{H_n}(\omega)}{(\omega_n^2-\omega^2-2j\alpha_n\omega)(\omega_n^2-\omega^2+2j\alpha_n\omega)}=$$
$$=|H(\omega)|^2F_{H_n}(\omega),$$

где $|H(\omega)|^2=\dfrac{1}{(\omega_n^2-\omega^2)^2+4\omega_n^2\xi_n^2\omega^2}$.

Произведя замену переменных $\omega=\overline{\omega}_n\omega_n$, получим

$$\omega_n^2|H(\overline{\omega}_n)|=\sqrt{\frac{1}{(1-\overline{\omega}_n^2)^2+4\xi_n^2\overline{\omega}_n^2}}.$$

Характер зависимости нормированной частотной характеристики $|H(\overline{\omega}_n)|\omega_n^2$ представлен на рис. 5.3.25. Соответственно, для дисперсии получим

$$\sigma_{T_n}^2=\int_{-\infty}^{\infty}F_{T_n}(\omega)d\omega=2\int_0^{\infty}F_{T_n}(\omega)d\omega=$$

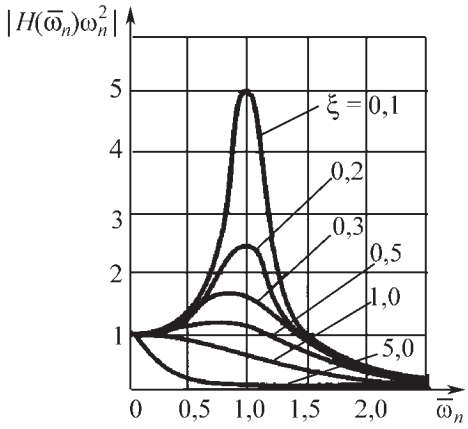


Рис. 5.3.25. Нормированная частотная характеристика

$$=2\int_0^{\infty}\frac{F_{H_n}(\omega)d\omega}{(\omega_n^2-\omega^2)^2+4\xi_n^2\omega_n^2\omega^2}.$$

Для слабо демпфированных систем ширина полосы резонансного пика оказывается довольно узкой. Если спектральная плотность возмущения — достаточно гладкая функция в области резонансной частоты, то вычисление интеграла можно провести приближенно, полагая $F_{H_n}(\omega)$ постоянным и равным $F_{H_n}(\omega_n)$ (рис. 5.3.24).

При этом выражение для σ_{T_n} значительно упростится:

$$\sigma_{T_n}^2=G_{H_n}(\omega_n)\int_0^{\infty}\frac{d\omega}{(\omega_n^2-\omega^2)^2+4\xi_n^2\omega_n^2\omega^2},\qquad(5.3.33)$$

где $G_{H_n}(\omega_n)$ — значение реальной спектральной плотности воздействия на резонансной частоте.

Интеграл оценивают с помощью теории вычетов

$$\int_0^{\infty}\frac{dz}{(\omega_n^2-z^2-2j\alpha_nz)(\omega_n^2-z^2+2j\alpha_nz)}=$$
$$=\mathrm{Re}\left[2\pi j\operatorname*{res}_{z=z_1}\frac{1}{(z-z_1)(z-z_2)(z-z_3)(z-z_4)}\right]=$$
$$=\mathrm{Re}\left[2\pi j\lim_{z\to z_1}\frac{z-z_1}{(z-z_1)(z-z_2)(z-z_3)(z-z_4)}\right]=$$
$$=\mathrm{Re}\left[\frac{2\pi j}{2\omega_э2\alpha_n2(j\alpha_n+\omega_э)}\right]=\frac{\pi}{4\omega_э^3\xi_n},$$

где $z_1=j\alpha_n+\omega_э$; $z_2=j\alpha_n-\omega_э$; $z_3=-j\alpha_n+\omega_э$; $z_4=-j\alpha_n-\omega_э$; $\omega_э^2=\omega_n^2-\alpha_n^2$.

Таким образом, окончательно получим

$$\sigma_{T_n}^2=G_{H_n}(\omega_n)\frac{\pi}{4\omega_n^3\xi_n}.\qquad(5.3.34)$$

Соответственно, среднеквадратичное отклонение изгибающего момента для $x=l/2$ при $n=1$ $(\sigma_M)_д=EJ\varphi_x''\sigma_T$, где $\varphi_x''\left(x=\dfrac{l}{2}\right)=$ $=\left(\dfrac{\lambda}{l}\right)^2$1,5; $\sigma_T=\sqrt{\dfrac{\pi}{4}\dfrac{1}{\xi\omega_1^3}}\sqrt{G_H(\omega_1)}$, λ — собственное значение.

Для рассматриваемого случая

$$H=\frac{\int_0^l p\varphi(x)dx}{M_{пр}},$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $p = qS_м \frac{W}{V}[(c_n^\alpha)'_x + c_n^\alpha \delta(x - x_p)]$.

После подстановки получим $H = \frac{1}{M_{пр}} \times$ $\times \frac{WqS}{V} \Phi$, где $\Phi = \int_0^l (c_n^\alpha)'_x \varphi(x)dx + c_n^\alpha \varphi(x_p)$;

$$(c_n^\alpha)'_x = \begin{cases} \frac{c_n^\alpha}{\eta l} & \text{при } x \le \eta l; \\ 0 & \text{при } x > \eta l. \end{cases}$$

С учетом $\omega_1 = \sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\lambda}{l}\right)^2$ получим $\frac{EJ}{M}\left(\frac{\lambda_1}{l}\right)^2 =$ $= \frac{\omega_1^2}{l}\left(\frac{l}{\lambda}\right)^2$.

Таким образом, $(\sigma_M)_д = 1{,}5\frac{M\omega_1^2 l}{\lambda^2}\sqrt{\frac{\pi G_H}{4\xi\omega_1^3}}$, где

$G_H = \left(\frac{qS\Phi}{VM_{пр}}\right)^2 G_W = \left(\frac{qS\Phi}{VM_{пр}}\right)^2 \frac{G_W(\Omega)}{\sigma_W^2}\frac{\sigma_W^2}{V}$; $M_{пр} = M$.

После преобразований окончательно найдем

$$(\sigma_M)_д = \frac{1{,}5\omega_1}{\lambda^2}\sqrt{\frac{\pi}{4\xi\omega_1}}\frac{q\Phi}{V}(Sl)\sqrt{\frac{G_W(\Omega)}{\sigma_W^2 V}}\sigma_W,$$

где параметр (Sl) зависит от размеров носителя.

Приведем конкретный пример, при расчете которого были приняты следующие исходные данные:

$$c_n^\alpha = 2;\ q = 46\cdot10^3 \text{ Н/м}^2;\ V = 500 \text{ м/с};$$

$$S = 220 \text{ м}^2;\ x_p = l;$$

$l = 100$ м; $\omega_1 = 12$ с$^{-1}$; $L = 300$ м; $\lambda = 4{,}73$; $\eta = 0{,}2$.

Результаты динамического расчета представлены далее.

Расчет промежуточных параметров ξ, $M_{пр}$, Φ:

$$\xi = \frac{\delta_л}{2\pi} = \frac{0{,}06}{6{,}28} = 0{,}01;\quad M_{пр} = \int_0^l m_x \varphi^2(x)dx = M;$$

$$\Phi = \frac{c_n^\alpha}{\eta l}\int_0^{\eta l}\varphi(x)dx + c_n^\alpha\varphi(l) = \frac{2}{0{,}2l}0{,}2l + 2\cdot2 = 6.$$

Оценка среднеквадратичного отклонения изгибающего момента, Н·м,

$$(\sigma_M)_д = \frac{1{,}5\cdot12}{4{,}73^2}\sqrt{\frac{\pi}{4\cdot0{,}01\cdot12}}\frac{46\cdot10^3\cdot6}{500}\sqrt{0{,}02}(Sl)\sigma_W =$$

$$= 160(Sl)\sigma_W = 160\cdot100\cdot220\sigma_W = 3{,}5\cdot10^6\sigma_W.$$

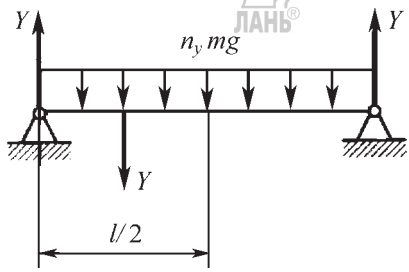


Рис. 5.3.26. Расчетная схема при статическом нагружении

При анализе статического нагружения будем считать, что аэродинамическая сила в носовой части корпуса Y и управляющая сила на корме $Y_p = Y$ уравновешиваются инерциальными силами. Согласно расчетной схеме, представленной на рис. 5.3.26, получим $(\sigma_M)_{ст} = \sigma_Y \frac{l}{4} = c_n^\alpha qS\frac{l}{4}\sigma_\alpha$; $\sigma_\alpha = \frac{\sigma_W}{V}$. Тогда $(\sigma_M)_{ст} = 2\cdot46\cdot10^3\cdot220\frac{25}{500}\sigma_W = 10^6\sigma_W$ Н·м.

Таким образом, коэффициент динамичности

$$\eta_д = \frac{(\sigma_M)_д}{(\sigma_M)_{ст}} = \frac{3{,}5\cdot10^6}{10^6} = 3{,}5.$$

Нагрузки при транспортировке по железной дороге

Нагружение конструкции выразим через динамические составляющие коэффициента перегрузки, которые представим в виде его спектральной плотности в местах расположения опорных элементов.

Характер изменения параметров колебаний во времени определяется скоростью движения поезда. При скоростях больше 75 км/ч спектральная плотность вертикальной составляющей перегрузки выражается в виде суммы плотностей широкополосного стационарного случайного процесса и узкополосного со среднеквадратичным значением 0,35 перегрузки и несущей частотой, принимающей любое значение в пределах 2...15 Гц.

Спектральная плотность широкополосного случайного процесса линейно изменяется в пределах 0,001...0,0005 в области частот 0... 10 Гц. При скоростях меньше 75 км/ч она варьируется в пределах 0...0,003 в области частот 0...10 Гц и остается постоянной до 15 Гц,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.3.6. Характеристики воздействия при транспортировке по железной дороге

Тип воздействия	Скорость движения	
	$V > 75$ км/ч	$V < 75$ км/ч
Узкополосное	$\sigma_{n_y} = 0{,}35$ (2...15 Гц)	$\sigma_{n_y} = 0{,}35$ (35...75 Гц)
Широкополосное	$G \le 10^{-1}\ \frac{[\text{м}/\text{с}^2]^2}{\text{Гц}}$ (0...100 Гц)	$G \le 3\cdot 10^{-1}\ \frac{[\text{м}/\text{с}^2]^2}{\text{Гц}}$ (0...100 Гц)

а в области 15...100 Гц линейно уменьшается с 0,00065 до 0,0002.

При сохранении указанного выше среднеквадратичного отклонения перегрузки несущая частота узкополосного случайного процесса изменяется в пределах 35... 75 Гц.

Рассмотренные характеристики воздействий представлены в табл. 5.3.6.

При решении задачи узкополосное воздействие представим в виде $\ddot{S} = A_{\ddot{S}} \sin(\omega_0 t + \varphi)$, где φ — равномерная фаза в диапазоне $(0,2\pi)$; A_S, ω_0 — постоянные величины.

Далее оценим корреляционную функцию

$$R_{\ddot{S}}(\tau) = M[S(t)S(t+\tau)] = \frac{A_{\ddot{S}}^2}{2\pi}\int_0^{2\pi} \sin(\omega_0 t + \varphi)\sin[\omega_0(t+\tau)+\varphi]d\varphi.$$

Раскрыв произведение синусов, получим

$$R_{\ddot{S}}(\tau) = \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4\pi}(\cos\omega_0\tau)2\pi - \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4\pi}\int_0^{2\pi}\cos[\omega_0(2t+\tau)+2\varphi]d\varphi =$$

$$= \frac{A_{\ddot{S}}^2}{2}\cos\omega_0\tau - \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4\pi}\frac{1}{2}\sin(2\omega_0 t + \omega_0\tau + 2\varphi)\Big|_0^{2\pi} = \frac{A_{\ddot{S}}^2}{2}\cos\omega_0\tau.$$

Соответственно, для спектральной плотности

$$F_{\ddot{S}}(\omega) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty}\frac{A_{\ddot{S}}^2}{2}\cos\omega_0\tau e^{-j\omega\tau}d\tau =$$

$$= \frac{A_{\ddot{S}}^2}{2\cdot 2\pi}\int_{-\infty}^{\infty}\frac{e^{-j\omega_0\tau}+e^{j\omega_0\tau}}{2}e^{-j\omega\tau}d\tau =$$

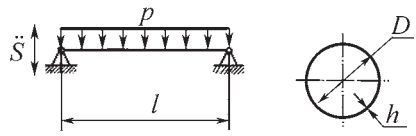


Рис. 5.3.27. Расчетная модель нагружения ЛА

$$= \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4\cdot 2\pi}\int_{-\infty}^{\infty}e^{-j(\omega-\omega_0)\tau}d\tau + \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4}\int_{-\infty}^{\infty}e^{-j(\omega+\omega_0)\tau}d\tau =$$

$$= \frac{A_{\ddot{S}}^2}{4}[\delta(\omega-\omega_0)+\delta(\omega+\omega_0)].$$

Для $\omega > 0$ имеем

$$G_{\ddot{S}}(\omega) = \frac{1}{2}A_{\ddot{S}}^2\delta(\omega-\omega_0) = D_{\ddot{S}}\delta(\omega-\omega_0). \qquad (5.3.35)$$

Расчетная схема нагружения корпуса ЛА при транспортировке представлена на рис. 5.3.27. Согласно схеме изгибающий момент оценивается по соотношению $M = -EJy_x''$; $y = \sum_{n=1}^{\infty} T_n(t)\varphi_n(x)$;

$$\varphi_1(x) = \sin\frac{\pi x}{l};\ \varphi''(x) = -\left(\frac{\pi}{l}\right)^2\sin\frac{\pi x}{l}.$$

С учетом (5.3.26), (5.3.33) и (5.3.35) выражение для среднеквадратичного отклонения параметра $T(t)$ в случае узкополосного воздействия примет вид

$$\sigma_T^2 = \int_0^{\infty}\frac{D_{\ddot{S}}\delta(\omega-\omega_0)\eta^2}{(\omega_1^2-\omega^2)^2+4\xi^2\omega^2\omega_1^2}d\omega.$$

Для случая резонанса, когда $\omega = \omega_0 = \omega_1$ $\left(\overline{\omega} = \frac{\omega_1}{\omega_0} = 1\right)$ получим $\sigma_T^2 = \frac{D_{\ddot{S}}\eta^2}{4\xi^2\omega_1^4}$, где $\omega_1 = \sqrt{\frac{EJ}{m_x}}\left(\frac{\pi}{l}\right)^2$.

Тогда $\sigma_M\left(x = \frac{l}{2}\right) = EJ\left(\frac{\pi}{l}\right)^2\sigma_T = \frac{\omega_1^2 lM}{\pi^2}\frac{\sigma_{\ddot{S}}\eta}{2\xi\omega_1^2} = \frac{lM\eta}{2\xi\pi^2}\sigma_{\ddot{S}}$, где $M = m_x l$.

Для случая, когда $\omega = \omega_0$, $\omega_1 \ne \omega_0$, имеем

$$\sigma_T = \sqrt{\frac{D_{\ddot{S}}\eta^2}{(\omega_1^2-\omega_0^2)^2+4\xi^2\omega_0^2\omega_1^2}} = \frac{\sigma_{\ddot{S}}\eta}{\omega_0^2\sqrt{(\overline{\omega}^2-1)^2+4\xi^2\overline{\omega}^2}};$$

$$\sigma_M = \frac{\overline{\omega}^2 lM}{\pi^2}\frac{\sigma_{\ddot{S}}\eta}{\sqrt{(\overline{\omega}^2-1)^2+4\xi^2\overline{\omega}^2}},$$

где $\overline{\omega} = \frac{\omega_1}{\omega_0}$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Аналогично для широкополосного воздействия по (5.3.34) найдем $\sigma_T^2 = \frac{\pi}{4}\frac{\eta^2}{\xi\omega_1^3} G_{\ddot{S}}(\omega_1)$;

$$\sigma_M = \frac{\omega_1 Ml}{\pi^2}\frac{\eta}{2}\sqrt{\frac{G_{\ddot{S}}\pi}{\xi\omega_1}}.$$

Приведем численный пример. Для расчетов приняты следующие исходные данные:

$$l = 25 \text{ м};\ D = 3 \text{ м};\ h = 5\cdot10^{-3} \text{ м};\ \eta_1 = 1{,}27;\ \xi = 0{,}01;$$

$$E = 7\cdot10^{10} \text{ Па};\ \gamma = 2{,}7\cdot10^3 \text{ кг/м}^3;$$

$$\sigma_{\ddot{S}} = g\sigma_{n_y} = 3{,}5 \text{ м/с}^2;\ G_{\ddot{S}} = 3\cdot10^{-3}\ \frac{\text{м}^2/\text{с}^4}{\text{Гц}}.$$

Массочастотные характеристики оценивались по соотношениям

$$M = \pi Dh\gamma = \pi\cdot3\cdot5\cdot10^{-3}\cdot25\cdot2{,}7\cdot10^3 = 3\,240 \text{ кг};$$

$$J = \pi R^3 hh = \pi(1{,}5)^3\cdot5\cdot10^{-3} = 0{,}053 \text{ м}^4;$$

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{7\cdot10^{10}\cdot0{,}053\cdot25}{3{,}2\cdot10^3}}\left(\frac{\pi}{25}\right)^2 = 86 \text{ с}^{-1} \text{ (13,7 Гц)}.$$

Приведем результаты расчета σ_M для различных видов нагружения.

Узкополосное воздействие:

$$V > 75 \text{ км/ч } (\omega_0 = 2...15 \text{ Гц});$$

$$\sigma_M = \frac{25\cdot3240\cdot1{,}27\cdot3{,}5}{2\cdot0{,}01\pi^2} = 180\cdot10^4 \text{ Н·м (180 т·м)};$$

$$V < 75 \text{ км/ч } \left(\overline{\omega} = \frac{13{,}7}{35} = 0{,}39\right);$$

$$\sigma_M = \frac{0{,}39^2\cdot25\cdot3240\cdot3{,}5\cdot1{,}27}{\pi^2\sqrt{(0{,}39^2-1)^2 + 4\cdot0{,}01^2\cdot0{,}39^2}} =$$

$$= 0{,}65\cdot10^4 \text{ Н·м (0,65 т·м)}.$$

Широкополосное воздействие:

$$G_S \le 3\cdot10^{-1}\ \frac{(\text{м}/\text{с}^2)^2}{\text{Гц}} \ (\omega = 0...100 \text{ Гц});$$

$$\sigma_M = \frac{13{,}7\cdot3240\cdot1{,}27\cdot25}{2\pi^2}\sqrt{\frac{\pi\cdot3\cdot10^{-1}}{10^{-2}\cdot13{,}7}} =$$

$$= 18{,}6\cdot10^4 \text{ Н·м (18,6 т·м)}.$$

5.3.3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Расчет гладких топливных баков

Топливные баки РН КА обычно проектируются для выполнения двух функций: восприятия внутреннего давления и передачи усилий. Таким образом, они одновременно являются конструкционными элементами РН, вследствие чего должны противостоять изгибающему моменту, сжимающей и перерезывающей силам.

В топливном баке, находящемся под давлением, возникают кольцевые (поперечные) и осевые (продольные) напряжения:

$$\sigma_1 = \sigma_{\text{осев}} = \frac{pR}{2\delta};\ \sigma_2 = \sigma_{\text{кольц}} = \frac{pR}{\delta},$$

где p — расчетное давление в рассматриваемой точке бака; R — радиус обечайки цилиндрического бака; δ — толщина обечайки гладкого бака.

Для гладкого цилиндрического бака заданного радиуса толщина прямо пропорциональна давлению. Напряжение, обусловленное только действием тяги на обечайку бака, равно

$$\sigma_A = \frac{P}{2\pi R\delta},$$

где P — тяга ДУ.

Напряжение, обусловленное действием изгибающего момента M:

$$\sigma_B = \frac{M}{\pi R^2\delta}.$$

Тогда максимальное напряжение, возникающее в стенках бака в направлении его продольной оси, равно, $\sigma_{\max} = \sigma_{\text{осев}} - \sigma_A - \sigma_B$ или

$$\sigma_{\max} = \frac{pR}{2\delta} - \frac{P}{2\pi R\delta} - \frac{M}{\pi R^2\delta}.$$

Давление (нейтрализующее давление), которое балансирует все сжимающие усилия:

$$P = \frac{2}{\pi R^2}\left(\frac{P}{2} + \frac{M}{R}\right).$$

Данное значение представлено точкой 2 на графике двухосного напряженно-деформированного состояния гладкого цилиндрического бака (рис. 5.3.28). Точка *1* представляет случай, когда избыточное давление равно нулю, давление наддува не разгружает обечайку от действия сжимающих усилий. В этом случае в осевом направлении в обечайке возникают напряжения сжатия (левая часть графика от точки *1* до точки *2*).

В общем случае следует считать, что оболочка нагружена сжимающим усилием N, из-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

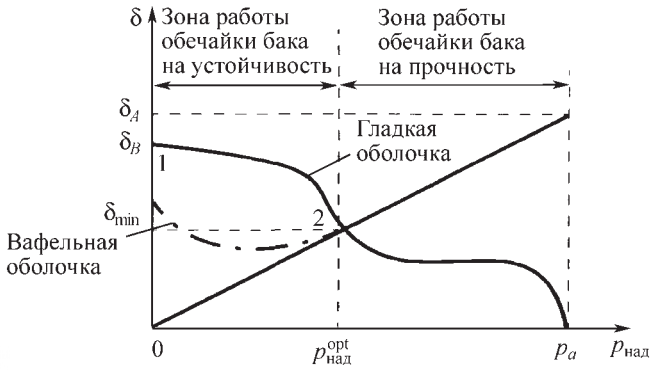


Рис. 5.3.28. Двухосное напряженно-деформированное состояние гладкого цилиндрического бака

гибающим моментом M, присутствующим всегда, и некоторой величиной внутреннего давления, заданной при расчете на прочность и оптимальной при решении обратной задачи оптимального конструирования.

Работа обечайки бака в зоне устойчивости не является наилучшей, но мы вынуждены допускать такую работу в силу проектных условий, таких как ограничение на массу системы наддува и, следовательно, величину давления наддува в баке. В отдельных случаях масса системы наддува с газом наддува может быть соизмеримой с массой сухого бака.

В качестве параметра конструкции гладкой обечайки рассматривается ее толщина, исходные данные для расчетов на прочность — нагрузки и температура.

Обечайка в различных расчетных случаях нагружена давлением наддува, давлением столба жидкости, силами реакций соседних отсеков.

В поперечном сечении обечаек действуют изгибающий момент M, осевая сила N, перерезывающая сила Q.

Внутреннее давление в каждом сечении определяется по формуле

$$p = p_0 + n_x \rho_ж g_0 H,$$

где p_0 — давление наддува; n_x — осевая перегрузка; $\rho_ж$ — плотность жидкости (компонент топлива); g_0 — ускорение свободного падения; H — высота столба жидкости (расстояние между уровнем жидкости и плоскостью рассматриваемого сечения).

От внутреннего давления и действующих в поперечном сечении обечайки бака момента M, сил N и Q возникают меридиональные T_1, окружные T_2 и сдвигающие S погонные усилия:

$$T_1 = \frac{pR}{2} - \frac{N}{2\pi R} - \frac{M}{\pi R^2};$$

$$T_2 = (p_0 + n_x \rho_ж g_0 H) R;$$

$$S = \frac{Q}{\pi R}.$$

Положительные значения сил T_1 и T_2 соответствуют растягивающим напряжениям. Усилие сдвига S в расчетах обечаек топливных баков является второстепенным фактором. Величины T_1 и T_2, а также давление наддува в первую очередь определяют толщину обечайки. В зависимости от их соотношения и знака T_1 возможны три напряженных состояния обечайки, что характерно для всех их цилиндрических видов.

1. *Окружное T_2 и меридиональное T_1 усилия — растягивающие.*

В этом случае расчет на прочность проводится только от окружных усилий.

Условие прочности: $\sigma_p = \sigma_2 = \frac{T_2}{\delta} f$; $\sigma_2 \le [\sigma]$; $[\sigma] = \sigma_B$, где δ — толщина обечайки; f — коэффициент безопасности; $[\sigma]$ — допускаемые напряжения; σ_B — напряжения предела прочности материала.

В этом случае толщина обечайки определится по формуле $\delta = \frac{T_2 f}{\sigma_B}$.

2. *Окружное усилие $T_2 > 0$, меридиональное $T_1 < 0$ и $|T_1| < |T_2|$.*

Расчет на прочность здесь проводится по эквивалентным напряжениям

$$\sigma_р = \sigma_{экв};\ \sigma_{экв} = \frac{T_2 - T_1}{\delta} f;\ \sigma_р \le [\sigma] = \sigma_B = \sigma_{экв}.$$

Расчетные напряжения в данном случае (с учетом знака T_1) будут больше, чем в первом

напряженном состоянии. Это связано с тем, что данное напряженное состояние двухосное.

Здесь толщина обечайки $\delta = \dfrac{T_2 - T_1}{\sigma_B} f$.

3. *Расчет на устойчивость проводится в случае, когда* $T_1 < 0$ *и* $|T_1| \geq |T_2|$.

Разрушением обечайки в этом случае является потеря устойчивости, поэтому расчетным напряжением будет напряжение потери устойчивости

$$\sigma_P = \sigma_1 f;\ \sigma_P \leq [\sigma] = \sigma_B.$$

Напряжение потери устойчивости гладкой изотропной оболочки определяется по формуле $\sigma_{хл} = k_{хл} E \dfrac{\delta}{R}$, где $k_{хл}$ — численный коэффициент хлопка́; E — модуль упругости материала оболочки.

Комплексный коэффициент $k_{хл}$ учитывает влияние основных факторов на несущую способность оболочки:

$$k_{хл} = k k_p k_M k_i.$$

Коэффициент k учитывает влияние начальных несовершенств оболочки: отклонение контура поперечного сечения бака от теоретического (кругового) контура, т.е. некоторая «сплюснутость» контура поперечного сечения бака резко изменяет несущую способность обечайки, местные вмятины, даже малозначительные, соизмеримые с толщиной обечайки. Введение промежуточных шпангоутов, устанавливаемых с шагом h = 400...800 мм (величина шпации), нейтрализует влияние начальных несовершенств. С уменьшением относительной толщины оболочки, характеризуемой величиной δ / R, влияние начальных несовершенств на несущую способность гладкой обечайки возрастает.

Коэффициент k удобно представить как функцию этой величины [2]:

$$k = 0{,}605 - 0{,}545\left[1 - \exp\left(-0{,}0625\sqrt{\frac{R}{\delta}}\right)\right].$$

При диаметре бака 2 м и толщине 2 мм k = 0,2; при диаметре бака 3,6 м и толщине оболочки 1 мм k = 0,1.

Коэффициент k_p учитывает влияние давления наддува бака на устойчивость обечайки. Влияние это положительное, т. е. с увеличением давления в баке возникающие растягивающие усилия уменьшают сжимающие усилия, на некоторых участках (диапазонах) даже весьма существенно, как видно из зависимости массы 1 п.м. обечайки гладкого бака от величины сжимающего усилия, давления наддува и материала (рис. 5.3.29). Это влияние также зависит от относительной толщины оболочки:

$$k_p = \frac{1 + 0{,}21\alpha\left(\dfrac{R}{\delta}\right)^{0{,}6}}{1 + 3\alpha};$$

$$\alpha = \frac{p}{E}\left(\frac{R}{\delta}\right)^2.$$

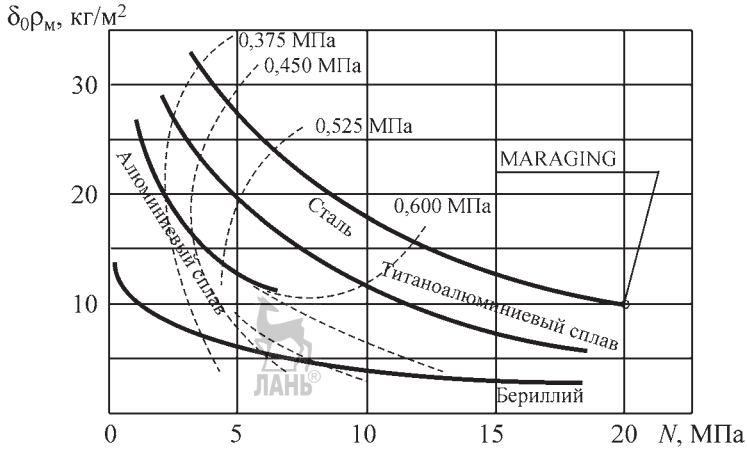


Рис. 5.3.29. Масса 1 п. м. обечайки гладкого бака в зависимости от величины сжимающего усилия, давления наддува и материала: диаметр 5,5 м; осевая нагрузка и изгибающий момент 1,5 МН; конструкция — монокок

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Коэффициент k_M учитывает неравномерность сжимающих напряжений, возникающих из-за действия изгибающего момента в плоскости продольного сечения бака, совпадающей с осью бака. Если максимальные сжимающие напряжения, возникающие при одновременном действии осевой сжимающей силы и изгибающего момента, равны напряжениям, которые возникают в гладком баке в случае действия только сжимающих усилий, то устойчивость оболочки в первом случае приблизительно на 25 % выше, чем во втором. Коэффициент k_M рассчитывается по формуле

$$k_M = \frac{1+2{,}5\dfrac{M}{NR}}{1+\dfrac{2M}{NR}},$$

где M — изгибающий момент в сечении, проходящем через ось бака; N — сжимающее усилие с учетом разгрузки от внутреннего давления.

Потеря устойчивости большинства сжатых и нагруженных внутренним давлением гладких тонкостенных оболочек происходит в упругой области при сравнительно низком уровне сжимающих напряжений. Однако в некоторых случаях, при определенном соотношении осевых и окружных напряжений, в оболочке могут возникнуть пластические деформации. Величина напряжений потери устойчивости оболочки при этом будет несколько меньше.

Критические напряжения для оболочки, теряющей устойчивость за пределами упругости:

$$\sigma_{1\text{кр}} = \frac{2}{3}\sqrt{E_\text{к} E_\text{с}}\,\frac{\delta}{R},$$

где $E_\text{к}$ и $E_\text{с}$ — соответственно касательный и секущий модули диаграммы растяжения материала оболочки. Для упругой области деформирования $E_\text{к} = E_\text{с} = E$ и $\sigma_\text{кр} = \dfrac{2}{3}E\dfrac{\delta}{R}$.

Коэффициент, показывающий во сколько раз напряжения потери устойчивости в пластической области меньше, чем в упругой при одной и той же деформации ε:

$$k_i = \frac{\sigma_{1\text{кр}}}{\sigma_\text{кр}} = \frac{\sqrt{E_\text{к} E_\text{с}}}{E}.$$

Для оболочки, находящейся в двухосном напряженном состоянии, величину коэффициента k_i можно найти после определения интенсивности напряжений $\sigma_i = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2}$.

Если обозначить $\gamma = -\dfrac{\sigma_1}{\sigma_2}$, то при осевом сжатии и окружном растяжении $\sigma_i = \sigma_2 \times \times\sqrt{1+\gamma+\gamma^2}$.

Алгоритм определения коэффициента k_i будет следующим [2]:

Этап 1. Строят диаграмму растяжения материала оболочки.

Этап 2. Строят зависимости $E_\text{к} = f_\text{к}(\varepsilon)$, $E_\text{с} = f_\text{с}(\varepsilon)$.

Этап 3. При заданных значениях $\sigma_1 = \sigma_\text{хл}$, $\sigma_2 = pR/\delta$ определяют σ_i.

Этап 4. По диаграмме определяются $E_\text{к} = f_\text{к}(\varepsilon)$; $E_\text{с} = f_\text{с}(\varepsilon)$. Вычисляют k_i.

Можно построить зависимость k_i от σ_2 при различных значениях γ.

Приведем аналитическую зависимость $k_i = f_\text{к}(\gamma, \sigma_2)$, полученную с использованием этого алгоритма, для различных материалов.

Для алюминиево-магниевого сплава АМГ-6:

$$k_i = 0{,}3 - [0{,}07 + 0{,}0385(\gamma - 0{,}2)] \times \times(\sigma_2 - 4{,}13\gamma^2 + 18{,}9\gamma - 33{,}59).$$

Для стали Х15Н9Ю

$$k_i = (0{,}0339\gamma^2 + 0{,}357\gamma + 1{,}571)\sigma^2 - 0{,}271\gamma + 2{,}445.$$

Для титанового сплава ВТ6

$$k_i = (0{,}989\gamma^2 - 0{,}456\gamma + 1{,}950)\sigma_2 - 0{,}24\gamma + 2{,}22.$$

Растяжение в окружном направлении сжатой по оси цилиндрической оболочки вызывает уменьшение критических напряжений в ней в том случае, когда интенсивность напряжений в оболочке выше предела упругости.

Таким образом, с учетом основных факторов можно получить величину коэффициента устойчивости $k_\text{хл}$. Однако, если в оболочке возникают пластические деформации, то критические напряжения по коэффициенту устойчивости сразу найти нельзя. Величина самого коэффициента $k_\text{хл}$ зависит от уровня напряжений.

Для определения напряжений, соответствующих потере устойчивости оболочки, воспользуемся методом последовательных напряжений. В первом приближении можно брать $k_i = 1$, т. е. считать, что оболочка работает в упругой области. Далее определяют $\sigma_\text{хл} = \sigma_1$, $\sigma_2 = \dfrac{pR}{\delta}$, $\gamma / k_i = f_\text{к}(\gamma, \sigma_2)$, новое значе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

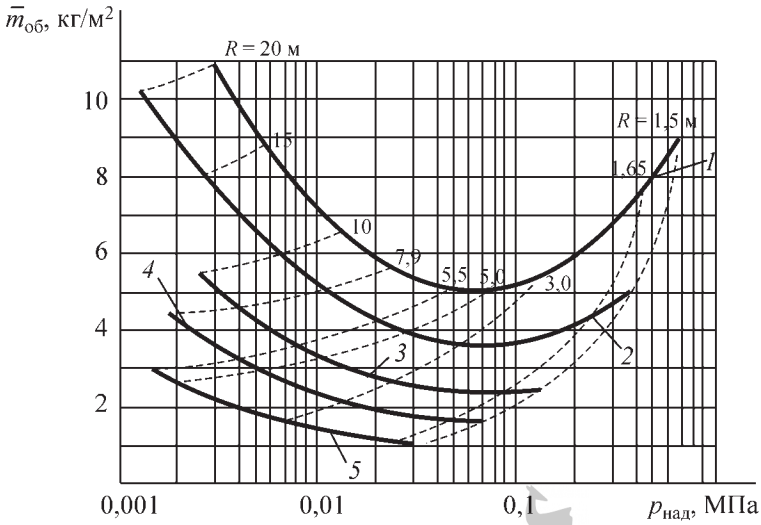


Рис. 5.3.30. Зависимость массы 1 п. м обечайки от давления при разных радиусах бака: *1*, *2*, *3*, *4*, *5* — $N = 5\cdot10^6$; $2{,}5\cdot10^6$; 10^6; $0{,}5\cdot10^6$; $0{,}2\cdot10^6$ Н соответственно

ние k_i, $k_{хл}$ второго приближения и т.д. Иногда для первого приближения лучше взять $k_i = 0{,}6..0{,}8$. Теоретической верхней границей коэффициента устойчивости является величина $k_{хл} = 0{,}605$. Однако практически не удается получить коэффициент $k_{хл} > 0{,}45$.

Результаты расчетов баков различных диаметров представлены на рис. 5.3.30, где изображена зависимость массы $\bar{m}^{рб}$ 1 п. м. обечайки от давления при разных R радиусах бака.

Проектирование оптимальной конструкции вафельной обечайки топливного бака с произвольной геометрической формой ячеек

В большинстве работ, посвященных анализу конструкции минимальной массы и проектированию конструкционных элементов по условиям предотвращения потери устойчивости, доказывается справедливость следующего предположения: конструкция обладает минимальной массой, если возможные формы потери устойчивости возникают одновременно.

Рассмотрим вафельную цилиндрическую обечайку радиуса R, нагруженную сжимающей силой P, изгибающим моментом $M_{изг}$ и внутренним давлением наддува $P_{над}$. При действии указанных нагрузок на жесткий цилиндр при условии, что сжимающие нагрузки не компенсируются действием внутреннего давления, возможны три типа разрушений:

1. Общее нестабильное разрушение, критические напряжения которого определяются по формуле $\sigma_{кр}^{общ} = k_{хл}^{ваф} E \dfrac{\delta_{экв}}{R}$, где $k_{хл}^{ваф} = k k_p k_M k_i k_B$, k, k_p, k_M, k_i определяются как для гладкой обечайки, а k_B — по формуле [2]:

$$k_B = \left(\frac{\delta_{реб}}{2\delta_{реб} - \delta_0} \right);$$

$\delta_{экв}$ — толщина эквивалентной оболочки; $\delta_{реб}$ — толщина дельта ребра; δ_0 — толщина оболочки между ребрами.

2. Местная потеря устойчивости пластины между ребрами при критических напряжениях $\sigma_{кр}^{мп} = k_п \dfrac{\pi^2 E}{12(1-\mu)^2}\left(\dfrac{\delta_0}{l}\right)^2$, которая может быть аппроксимирована формулой:

$$\sigma_{кр}^{мп} = 7E\left(\frac{\delta_0}{l}\right)^2,$$

где l — расстояние между ребрами; $k_п$ — коэффициент пропорциональности.

3. Местная потеря устойчивости ребра жесткости при критических напряжениях $\sigma_{кр}^{мп} = 0{,}416E\left(\dfrac{\delta_{реб}}{h_{реб}}\right)^2$.

Уравнение связи несущей способности элемента вафельной обечайки с несущей

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

способностью пластины и ребер жесткости имеет вид:

$$N_\Sigma = N_{\text{пл}} + N_{\text{реб}};$$

$$\frac{N_\Sigma l}{\cos\theta} = \frac{\delta_0 \sigma_{\text{кр}}^{\text{мп}} l}{\cos\theta} + 2\delta_{\text{реб}} h_{\text{реб}} \sigma_{\text{кр}}^{\text{мп}} \cos\theta;$$

$$\frac{N_\Sigma l}{E} = 7{,}0\delta_0^2\left(\frac{\delta_0}{l}\right) + 0{,}832\delta_{\text{реб}}^2\left(\frac{\delta_{\text{реб}}}{h_{\text{реб}}}\right)\cos^2\theta.$$

Считая, что местные потери устойчивости пластины и ребра возникают одновременно, получим уравнение связи местных потерь устойчивости пластины и ребра:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{мп}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{мр}};$$

$$7{,}0\left(\frac{\delta_0}{l}\right)^2 = 0{,}416\left(\frac{\delta_{\text{реб}}}{h_{\text{реб}}}\right)^2;$$

$$\frac{\delta_0}{l} = 0{,}244\frac{\delta_{\text{реб}}}{h_{\text{реб}}}.$$

Уравнения:

связи потерь устойчивости общей цилиндра и местной пластины имеют вид:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{мр}};$$

$$k_{\text{хл}}^{\text{ваф}}\frac{\delta_{\text{экв}}}{R} = 0{,}416\left(\frac{\delta_{\text{реб}}}{h_{\text{реб}}}\right)^2;$$

для эквивалентной толщины [5]:

$$\delta_{\text{экв}} = \delta_0 + \frac{2\delta_{\text{реб}} h_{\text{реб}} + 0{,}86r^2}{l} + \frac{0{,}86r_1^2 h_{\text{реб}} - \delta_{\text{реб}}^2 h_{\text{реб}}}{l^2};$$

учитывающее зависимость толщины пластины от величины наддува бака (проектное условие);

$$\delta_0 = \frac{p_{\text{над}} R}{\sigma_B}.$$

Получив шесть уравнений связи между параметрами с восемью неизвестными — δ_0, $\delta_{\text{реб}}$, $h_{\text{реб}}$, l, θ, $\sigma_{\text{кр}}^{\text{мп}}$, $\sigma_{\text{кр}}^{\text{мр}}$, $\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}}$; r и r_1, задаются технологическими условиями: E, σ_B — характеристики материала обечайки бака, R, P, $M_{\text{изг}}$ и $p_{\text{над}}$ — проектные данные.

Два неизвестных l и θ выберем в качестве варьируемых параметров при оптимизации массы обечайки $m = 2\pi R L_{\text{обеч}} \rho \delta_{\text{экв}}$.

При заданных R, $L_{\text{обеч}}$ и ρ минимизация массы обечайки эквивалентна минимизации $\delta_{\text{экв}}$.

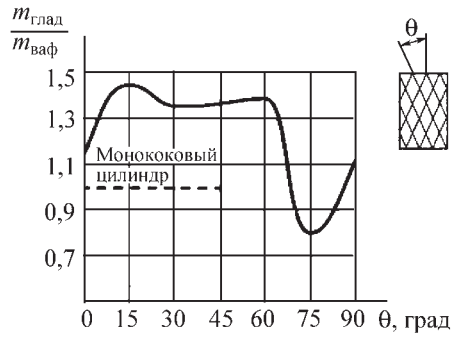


Рис. 5.3.31. Зависимость несущей способности вафельной обечайки от угла наклона ребра к оси бака

На рис. 5.3.31 показана зависимость несущей способности вафельной обечайки от угла наклона ребра к оси бака. Результаты оптимизации вафельной оболочки для ракеты-носителя «Сатурн-V» второй ступени S–IV представлены на рис. 5.3.32. Расчеты для других вафельных конструкций показали хорошую сходимость результатов с реальными конструкциями. При использовании изложенной методики следует тщательно учитывать проектные ограничения.

5.3.4. ЦИЛИНДРИЧЕСКИЕ ОБОЛОЧКИ

Рассмотрим оболочки, подкрепленные только кольцевыми часто расположенными ребрами, монолитно скрепленными с обшивкой. В результате экспериментальных исследований установлено, что поведение оболочки в зависимости от степени подкрепленности имеет вид

$$\alpha = \frac{0{,}7\varphi(\psi - 1)^3}{1 + 0{,}25\varphi(\psi - 1)},$$

где $\varphi = \frac{\delta_{\text{исх}}}{\delta}$; $\psi = 2\pi\frac{\delta_{\text{реб}}}{l}$ — безразмерные параметры подкрепленной оболочки; l — расстояние между шпангоутами.

При $\alpha \le 13$ наблюдается несимметричная форма разрушения с образованием нескольких ромбических волн в окружном и продольном направлениях. Данная форма разрушения наблюдается на оболочках, имеющих сравнительно жесткие ребра.

Наличие кольцевых ребер резко снижает влияние на несущую способность оболочки общих несовершенств ее формы. С рос-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

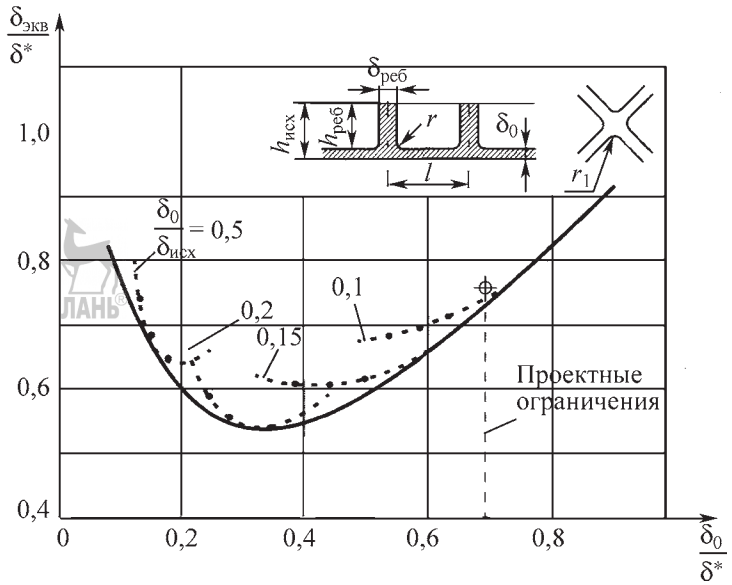


Рис. 5.3.32. Результаты оптимизации вафельной обечайки для РН «Сатурн V» второй ступени S-IV: δ^* — эквивалентная толщина при работе вафельной конструкции на изгиб от действия изгибающего момента с учетом продольной сжимающей силы; $h_{\text{реб}}\delta_{\text{реб}} = 5$; $1/\delta_0 = 60$; $r_1/r = 5$

том α до значения $\alpha = 13$ наблюдается резкое увеличение $T_{\text{кр}}$ (в 1,5 раза) по сравнению с гладкой оболочкой такой же массы. С дальнейшим увеличением жесткости подкрепляющих ребер ($\alpha > 13$) несущая способность оболочки практически не увеличивается. Таким образом, роль кольцевых ребер сводится в основном к снижению влияния несовершенств формы оболочки.

При значениях $\alpha > 13$ наблюдается симметричная (местная) форма разрушения с образованием в пролете между соседними ребрами в окружном направлении одной осесимметричной волны. Такая форма наблюдается на оболочках, имеющих жесткие ребра.

Оболочки, подкрепленные только кольцевыми ребрами, обеспечивают снижение массы в 1,3 раза по сравнению с гладкими. Критическая нагрузка для такой оболочки в 1,6 раза выше, чем для гладкой с такой же массой, и ниже в 1,5 раза в сравнении с вафельной. Применение таких оболочек целесообразно при действии сравнительно малых осевых сил: они будут более чувствительны к местным несовершенствам формы, чем вафельные. При проектировании реальных конструкций не следует допускать прогибы, превосходящие толщину обшивки [5].

Для несимметричной и симметричной форм разрушения с достаточной точностью расчет можно проводить по следующей формуле:

$$T_{\text{пр}} = kE\delta^2\sqrt{1 + \left|\frac{0{,}26}{0{,}16}\right|\varphi(\psi - 1)}.$$

Если $\alpha < 3$, $k = 1{,}5$; $\alpha \geq 3$, $k = 2{,}8$, имеет место несимметричная форма разрушения; если $\alpha > 13$, $k = 2{,}8$ — симметричная. На рис. 5.3.33 представлена зависимость несущей способности оболочки от степени ее подкрепленности.

В проведенных экспериментах коэффициент k достигал значения $k = 3, 1, ..., 3, 4$ (верх-

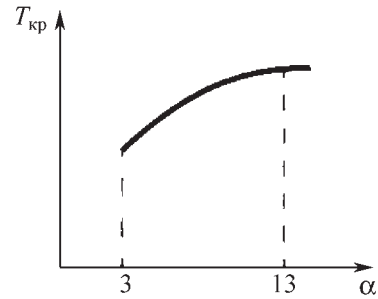


Рис. 5.3.33. Зависимость несущей способности оболочки от степени ее подкрепленности

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нему значению критической нагрузки соответствует $k = 3{,}8$).

Рекомендуется проводить также проверку местной потери устойчивости в пролете между кольцевыми ребрами, как для плоской пластины по формуле

$$T_{\text{кр}}^{\text{п}} = 2\pi R k \frac{E\delta^3}{b_0^2} \text{ при } b_0 < 3{,}9\sqrt{R\delta};$$

$$b_0 = b - c - r;\ k = 0{,}9 + 0{,}3\frac{\delta_0^2}{R\delta},$$

где b_0 — ширина пластины; b — расстояние между шпангоутами; c — толщина ребра; r — радиус сопряжения ребра и пластины.

За разрушающую нагрузку принимается наименьшее значение $T_{\text{кр}}$.

По результатам испытаний изготовленных химическим травлением оболочек с кольцевыми ребрами, расположенными на внутренней поверхности обшивки, установлено, что фактические значения $T_{\text{кр}}$ лежат не ниже определенных по формулам.

В случае, когда необходимо, не вдаваясь в конструктивные подробности оболочки, при заданной нагрузке $T_{\text{кр}}$ определить эквивалентную толщину $\delta_{\text{экв}}$ для оценки массы или при заданной $\delta_{\text{экв}}$ определить $T_{\text{кр}}$, расчет проводится по следующим приближенным формулам:

если задано $T_{\text{кр}}$, $\delta_{\text{экв}} = (0{,}75..0{,}68)\sqrt{\frac{T_{\text{кр}}}{E}}$;

если задано $\delta_{\text{экв}}$, $T_{\text{кр}} = (1{,}82..2{,}17)E\delta_{\text{экв}}^2$.

При проектировании оболочек необходимо обеспечивать $\alpha \geq 3$, при этом массу материала ребер рекомендуется принимать не более 25 % от общей массы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Манучаров В.А.** Справочные материалы по конструкциям летательных аппаратов для практических занятий и курсового проектирования: в 2 ч. М.: МАИ, 1973.

2. **Балабух Л.И. и др.** Основы строительной механики ракет. М.: Высшая школа, 1969. 494 с.

3. **Бабаков И.М.** Теория колебаний. Изд. 4-е, испр. М.: Дрофа, 2004. 591 с.

4. **Гудков А.И., Лешаков П.С.** Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. 469 с.

5. **Лизин В.Т., Пяткин В.А.** Проектирование тонкостенных конструкций. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2003. 448 с.

Глава 5.4

ЗАДАЧИ ТЕПЛОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

5.4.1. ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Тепловые режимы функционирования во многом определяют проектно-конструкторское решение, компоновку, состав и параметры систем и агрегатов объектов ракетно-космической техники, так как они функционируют, как правило, в экстремальных условиях, существенно отличающихся от привычных на поверхности Земли.

Можно выделить основные этапы функционирования рассматриваемых аппаратов:

сборка, заправка, старт с поверхности Земли (планет Солнечной системы) и движение на активном участке выведения на начальную опорную орбиту;

баллистическое или управляемое движение в условиях космического полета;

вход в атмосферу Земли (планет Солнечной системы) и посадка на ее (их) поверхность.

Каждый из данных этапов характеризуют специфические тепловые особенности функционирования, на анализе которых остановимся особо. В данном разделе рассмотрены тепловые проблемы старта РН, особенности функционирования космических разгонных блоков, проблемы разработки тепловой защиты возвращаемых КА и способы решения задач, обусловленных развитием термогравитационной конвекции топливных баков жидкостных РН.

Старт с поверхности Земли (планет Солнечной системы)

Тепловое состояние РН (рис. 5.4.1) на стартовой позиции обусловлено:

конвективным теплообменом с окружающей средой u;

тепловым излучением Солнца $q_{\text{солн}}$ и поверхности Земли $q_{\text{зем}}$;

лучистым и контактным теплообменом с элементами стартового комплекса;

тепловыделениями из-за фазовых переходов (конденсации, замерзания, плавления и испарения) компонентов воздуха на поверхности изделия.

Интенсивность и параметры перечисленных процессов во многом определяются климатическими факторами, временем года и суток.

Основными задачами обеспечения теплового режима ЛА на данном этапе является под-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

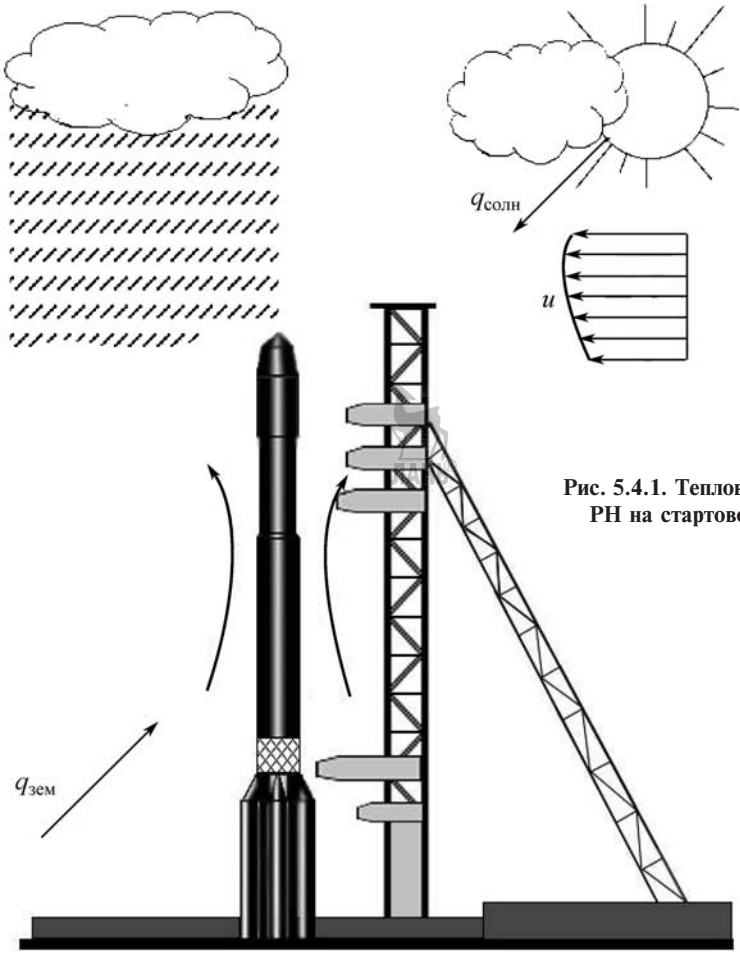


Рис. 5.4.1. Тепловое состояние РН на стартовой позиции

держание требуемого температурного режима приборного отсека, систем, агрегатов, устройств и автоматики ДУ, системы разделения ступеней, сброса обтекателя, полезного груза, исполнительных органов СУ движением, а также компонентов топлива и пилотируемого отсека.

Допустимые температурные интервалы функционирования элементов ЛА представлены в табл. 5.4.1, а рабочие температуры некоторых рабочих тел, компонентов топлива и металлов — на рис. 5.4.2 и температурные условия на поверхности планет и Солнца — на рис. 5.4.3,

5.4.1. Допустимые температурные интервалы функционирования элементов ЛА

Элементы ЛА	Температурный интервал	Элементы ЛА	Температурный интервал
Приборный отсек	–50...+50 °С	Высококипящие компоненты топлива	–20...+300 °С
Автоматика ДУ	–50...+50 °С		
Агрегаты и устройства РН	–50...+60 °С	Гелий	≤ 4 К
Агрегаты СУ	–40...+40 °С	Водород	≤ 20 К
Полезный груз	–50...+50 °С	Кислород	≤ 90 К
Пилотируемый отсек	+20...+25 °С	Азот	≤ 77 К

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

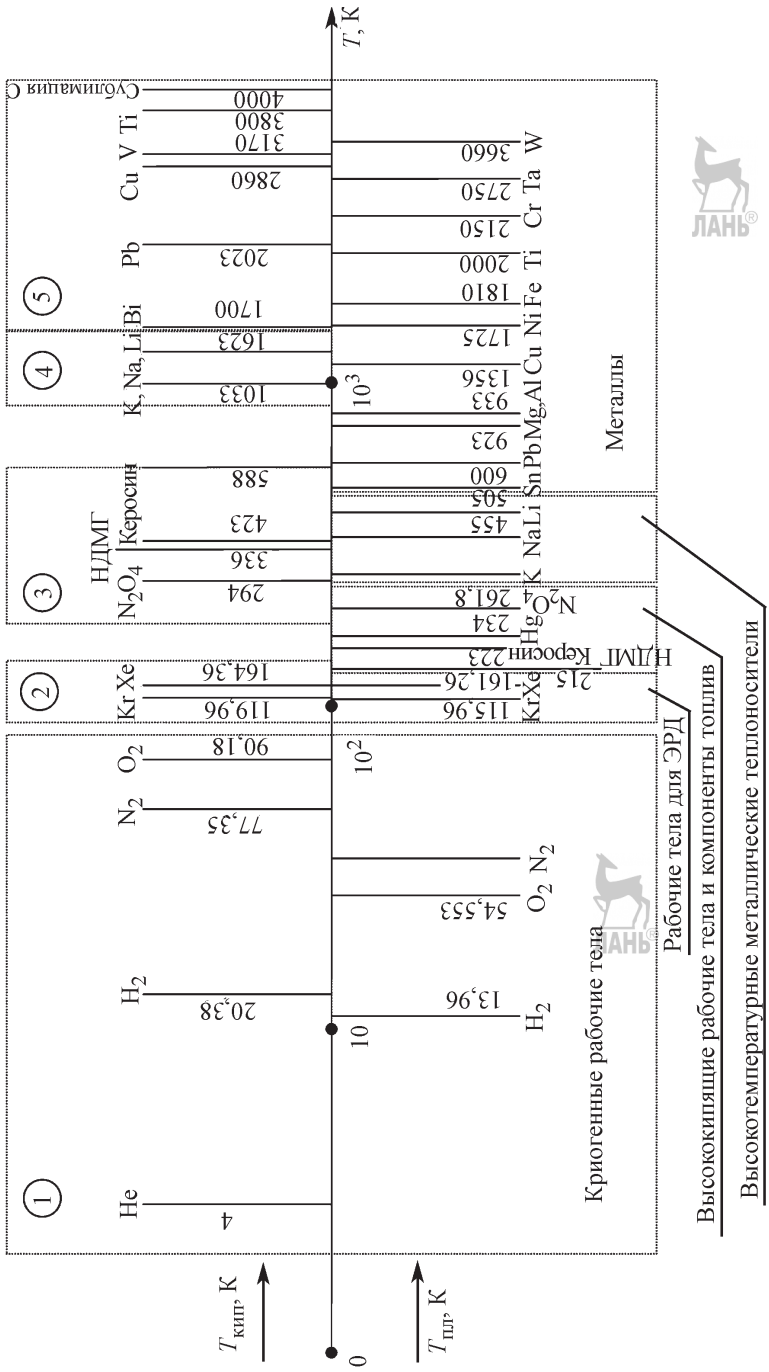


Рис. 5.4.2. Рабочие температуры некоторых рабочих тел, компонентов топлива и металлов:
НДМГ — несимметричный диметилгидрозин

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

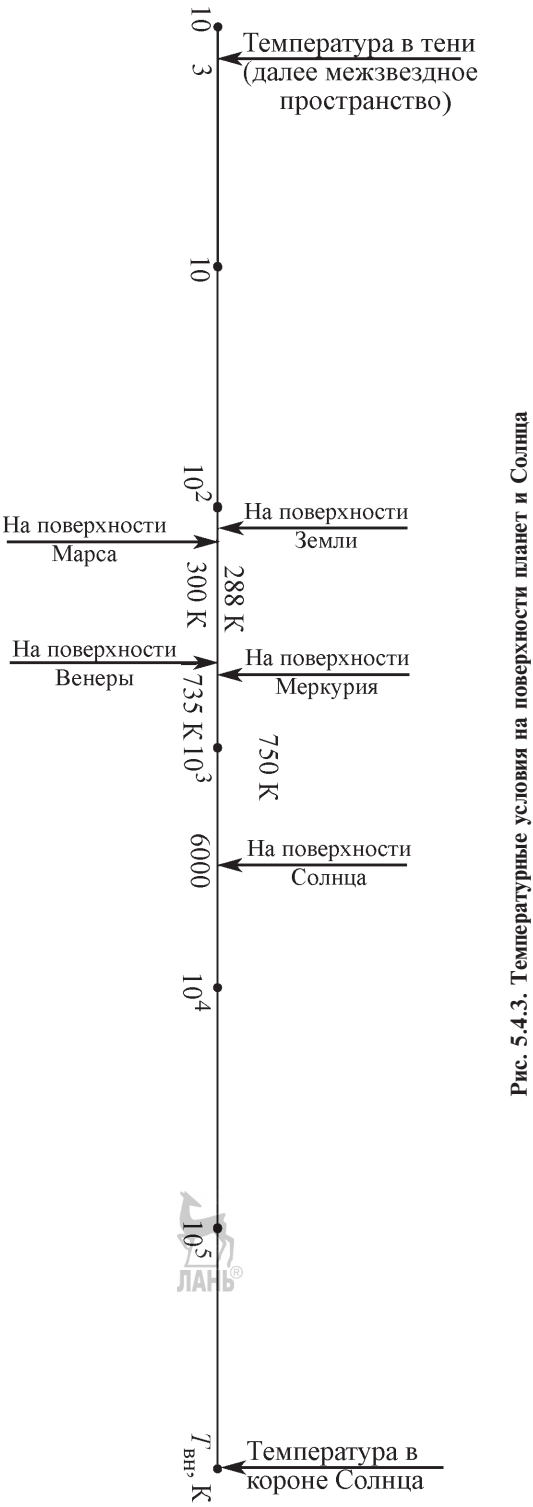


Рис. 5.4.3. Температурные условия на поверхности планет и Солнца

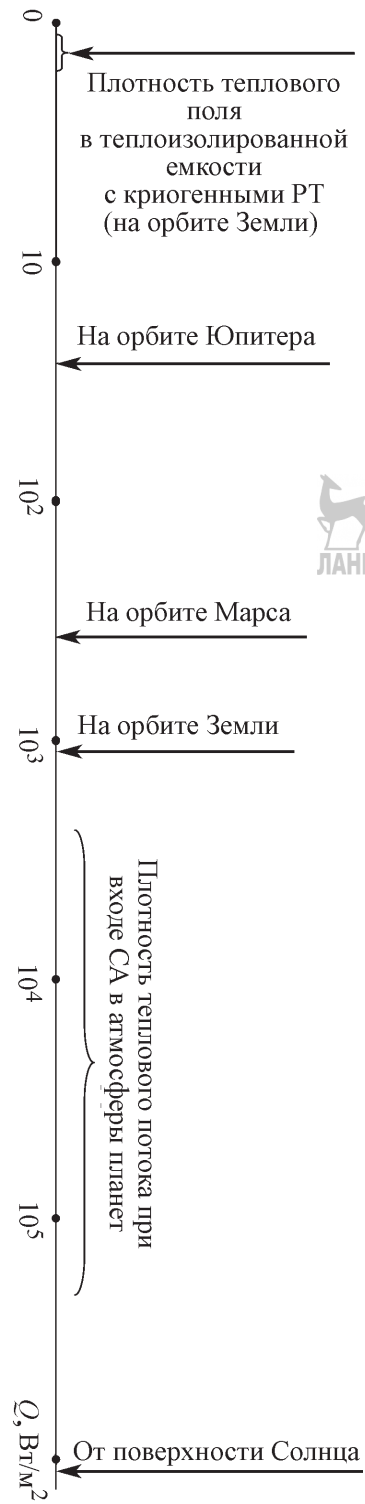


Рис. 5.4.4. Тепловое состояние КА на стадии космического полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

что характеризует возможный диапазон значений рабочих температур окружающей среды.

На активном участке выведения КА на околоземную орбиту происходит достаточно интенсивный аэродинамический нагрев головного обтекателя РН и различных выступающих элементов конструкции. Чтобы предотвратить уменьшение несущей способности данных конструкций обычно используют тепловую защиту. Тепловой режим выводимого под обтекателем КА осуществляет собственная система обеспечения теплового режима.

После выведения КА на околоземную орбиту начинается этап космического полета. Тепловое состояние КА на этой стадии в основном обуславливают внешние факторы теплового нагружения (рис. 5.4.4) и внутренние тепловые источники, сопровождающие работу КА.

Рассмотрим особенности тепловых режимов КА в условиях космического полета на примере различных объектов космической техники.

Конструктивные и схемные решения основных теплонагруженных ракетно-космических конструкций

Теплоизоляция. Теплоизоляцию баков, заправленных криогенными компонентами топлива, предусматривают для уменьшения теплопритока к компоненту, сохранения его температуры и кондиционного состава при нахождении РН в заправленном состоянии и для обеспечения минимальных потерь компонента на испарение. Теплоизоляция на участке выведения обычно не требуется из-за малой продолжительности полета РН.

Теплоизоляция как элемент конструкции топливного отсека должна обладать низким коэффициентом теплопроводности, малой плотностью, достаточной механической прочностью, стойкостью к тепловому удару, хорошей адгезией по отношению к конструкционному материалу баков, удовлетворительными технологическими свойствами, негорючестью и нетоксичностью в условиях эксплуатации РН и т.д.

Основой современной теплоизоляции являются пенопласты, но так как один материал не в состоянии удовлетворить всем перечисленным выше требованиям, на практике применяют композицию нескольких материалов, каждый из которых обеспечивает выполнение определенных требований. Так, при создании теплоизоляции бака жидкого водорода, первый слой теплоизоляции должен надежно соединяться со стенкой бака, быть герметичным и повышать температуру на своей наружной поверхности до температуры, исключающей конденсацию воздуха, так как при такой температуре компонента и доступе к стенке бака атмосферного воздуха последний будет конденсироваться на ней, ухудшая теплофизические свойства теплоизоляции. Пенопласты с малой плотностью, даже при наличии замкнутой структуры ячеек, не герметичны, поэтому на наружную сторону теплоизоляции в этом случае должен быть нанесен слой герметизирующего материала, а поверх него — дополнительные слои изоляции, обеспечивающие допустимые тепловые потоки к компоненту. Если по каким-либо причинам первый слой теплоизоляции не герметичен, применяют продувку ее полостей газообразным гелием, что исключает конденсацию воздуха в теплоизоляции.

Требование по обеспечению минимальной массы теплоизоляции всегда находится в противоречии с потребными механическими свойствами ее материала. Для совмещения этих требований применяют ячеистые структуры из стеклосот, заполненных пенопластом.

Конструктивно теплоизоляция может быть выполнена в двух вариантах: напылением (заливкой) на корпус бака и в виде отдельных панелей, закрепляемых на баке с помощью клеевых или механических соединений.

При этом стыки между отдельными панелями заделываются композицией на основе вспенивающихся полимеров. Возможна также комбинация вариантов, при которой внутренний слой теплоизоляции наносится напылением, а верхний представляет собой панели, закрепленные на корпусе с помощью механических узлов. Теплоизоляция может быть смонтирована как на наружной, так и на внутренней поверхностях бака, причем предпочтение отдается наружной теплоизоляции, которая обеспечивает больший полезный объем бака при одинаковых внешних обводах. Учет влияния криогенных температур на механические характеристики конструкционного материала бака исключает прямой контакт материала изоляции с криогенной средой и натекание компонента в полость изоляции, обеспечивает более высокую надежность изоляции

с точки зрения ее ремонта при случайных повреждениях, удобство монтажа изоляции. Вместе с тем баки, имеющие внутреннюю теплоизоляцию, более удобны при общей сборке РН, так как не требуют специальных мер, предохраняющих ее от повреждения в процессе сборочно-монтажных работ. Кроме того, внутренняя теплоизоляция не подвержена внешним воздействиям, например тепловым потокам от аэродинамического нагрева, на участке выведения. Выбор теплоизоляции для баков, заправляемых криогенными компонентами топлива, проводят индивидуально в каждом конкретном случае с учетом эксплуатационных требований, предъявляемых к РН, и необходимости обеспечения ее основных характеристик.

Теплозащитные днища, экраны и отражательные устройства применяют для защиты конструкции ракетных блоков при старте, в полете и при разделении ступеней от силового воздействия, воздействия лучистых и конвективных тепловых потоков струй работающих двигателей. Теплозащитные днища и экраны устанавливают по нижнему торцу ракетного блока. В процессе старта РН они воспринимают ударно-волновые и импульсные нагрузки, обусловленные взаимодействием струй двигателей с элементами стартового сооружения, а также возвратные тепловые потоки, на траектории выведения — лучистые и конвективные тепловые потоки от струй работающих двигателей. Силовое нагружение днищ блоков в полете сравнительно невелико и определяется перепадом давления между донной областью ракетного блока и объемом хвостового отсека.

Отражательные устройства устанавливают по верхнему торцу ракетного блока. Они предназначены для защиты его конструкции (баков, находящихся под давлением) от разрушения взрывного характера в процессе «горячего» разделения ступеней РН, собранных по схеме «тандем», и при разделении ступеней воспринимают силовое и тепловое воздействия струй двигателей последующей ступени.

Величины давлений и тепловых потоков, действующих на теплозащитные днища и отражательные устройства ракетных блоков, определяются структурой ДУ — гягой, количеством и схемой расположения двигателей, параметрами двигателей на срезе сопла, геометрическими и газодинамическими характеристиками стартового сооружения, донной части ракетного блока, переходного отсека и отражательного устройства. Тепловая защита днищ и отражательных устройств имеет типовую структуру, а отличия в работе обусловлены различным временем и характером воздействия теплового потока. Так, время действия тепловых потоков на теплозащитные днища колеблется от 100 до 500 с, а на отражательные устройства не превышает 10 с, но при этом на них тепловой поток воздействует в условиях эрозии теплозащитного материала, обусловленной действием скоростного напора струи двигателя.

Толщина тепловой защиты как на днищах, так и на отражательных устройствах зависит от условий обеспечения допустимой температуры защищаемых конструкций. Учитывая, что для теплозащитных днищ и отражательных устройств применяют в основном пластические материалы на основе асбо- или стекловолокна, не отличающиеся особой легкостью, их масса весьма существенна, особенно при защите больших поверхностей.

Донная защита. Донную защиту применяют в хвостовых отсеках с замкнутым объемом, при выборе ее конфигурации исходят из обеспечения ее минимальной массы, характера и направления действующих нагрузок, структуры ДУ (количества и схемы расположения двигателей), влияния формы днища на газодинамические характеристики РН (величину давления в донной области) и т.д.

Конструкция силовой части днища представляет собой обшивку, подкрепленную радиальным и кольцевым стрингерными наборами, а для днищ большой поверхности например при компоновке двигателей по кольцу, — трехслойную оболочку клепаного или сварного типа. Эксплуатационные вырезы или люки на днищах, как правило, отсутствуют, так как их заделка по теплозащитному пакету снижает надежность работы конструкции в полете.

Типовой пакет теплозащиты, применяемый в РН, состоит из двух слоев: наружного, допускающего воздействие высокой температуры в течение заданного времени, и внутреннего, имеющего низкий коэффициент теплопроводности. Толщину наружного слоя выбирают с учетом обеспечения на контактной поверхности с внутренним слоем температуры, гарантирующей его работоспо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

собность в течение всего времени полета РН, а толщину внутреннего слоя — из условия выдерживания заданной температуры на силовой конструкции. Теплозащитное покрытие с силовой конструкцией соединяют с помощью клея и дополнительного механического крепления специальными болтами, имеющими тепловую защиту головок, а швы между панелями теплозащитного покрытия заделывают специальными термостойкими герметиками и цементами, отличающимися высокой эрозионной стойкостью. Толщину покрытия делают переменной в соответствии с законом распределения теплового потока по поверхности и изменения его по времени.

Одним из наиболее сложных узлов в конструкции днища является узел сопряжения его с двигателем (рис. 5.4.5). Внешняя простота конструкции узла неподвижно установленного двигателя (рис. 5.4.5, *а*) скрывает сложность нагружения эластичного элемента при неравномерности распределения давления по окружности сопла двигателя и его упругих перемещениях относительно выреза в донной защите, например, за счет

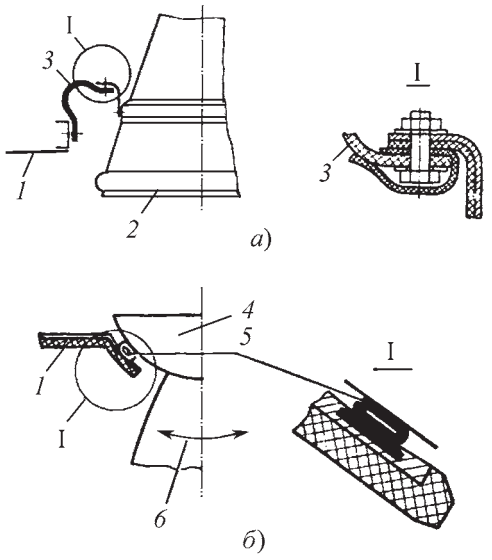


Рис. 5.4.5. Узел сопряжения днища с двигателем: *а* — узел неподвижно установленного двигателя; *б* — узел сопряжения поворотного двигателя с донной защитой; *1* — корпус; *2* — сопло двигателя; *3* — гибкая проставка; *4* — двигатель; *5* — уплотнение; *6* — качание двигателя

вибраций сопла при работе двигателя или упругости его подвески. Конструкция узла сопряжения поворотного двигателя с донной защитой (рис. 5.4.5, *б*) более сложная и не в полной мере защищает хвостовой отсек от проникновения в него горячих газов из донной области.

Теплозащитные экраны устанавливают в открытых хвостовых отсеках на уровне плоскости крепления двигателей к корпусу РН для предохранения от нагрева конструкций, расположенных выше. При этом агрегаты двигателя (трубопроводы, рулевой привод и т.д.) имеют автономную защиту в виде небольшого экрана, закрепленного на каждом двигателе, или индивидуальной защиты.

По конструкции и применяемым теплозащитным покрытиям теплозащитные экраны аналогичны теплозащитным днищам. Для экранов, устанавливаемых на двигателях, обычно применяют термостойкий материал с высокой отражательной способностью, например полированные титановые сплавы. Индивидуальную защиту элементов двигателя выполняют в виде кожухов или обмотки термостойкой тканью (лентой). Для узлов и элементов хвостового отсека индивидуальную защиту применяют очень редко из-за трудоемкости процесса, низкого качества контроля нанесения теплозащиты и трудностей по замене (при необходимости) отдельных узлов.

Отражательные устройства. Форму отражательных устройств в значительной степени определяет компоновка межблочного переходного отсека (см. гл. 5.3) и зависит от числа и расположения двигателей последующей ступени, местоположения донной защиты относительно среза сопел двигателей и т.д. Нагрузки, действующие на отражательное устройство, являются производными от энергии струй двигателей и определяются формой поверхности и линейными размерами отражательного устройства. В настоящее время среднеинтегральное давление на поверхность отражательного устройства достигает 0,2...0,3 МПа, а пик местного давления (непосредственно под струей двигателя) — до 1,0 МПа.

Наиболее распространенные формы отражательных устройств — сферический сегмент и коническая поверхность со скруглением при вершине (угол полураствора 45...60°).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

По конструктивно-силовой схеме различают отражательные устройства несущего и разгруженного типа. В первом случае их конструкцию рассчитывают на восприятие всех действующих нагрузок и тепловых потоков, выполняют в виде самостоятельного клепаного или сварного корпуса, во втором — учитывают давление в газовой подушке бака как силовой фактор, разгружающий конструкцию отражательного устройства, в силовую схему которого включено верхнее днище топливного отсека.

Конструкция несущего отражателя состоит из обшивки, подкрепленной радиальным и кольцевым наборами, и опорного торцевого шпангоута. Отражательные устройства также могут быть выполнены по схеме трехслойной оболочки. Обычно с внешней стороны на обшивку отражательного устройства наносят тепловую защиту из материала, обладающего плохой теплопроводностью и высокой эрозионной стойкостью (малым уносом) при воздействии струй двигателей, например прессованный асботекстолит. Тепловую защиту на обшивку наносят или способом формования материала непосредственно на панели отражательного устройства, или путем приклеивания к защищаемой поверхности предварительно отформованных элементов теплозащитного покрытия, но в обоих случаях необходимо ее дополнительное механическое крепление. Толщину тепловой защиты по поверхности отражательного устройства делают переменной в соответствии с законом распределения температур и давления, который учитывает также возможные эволюции ракетного блока после его отделения.

Стыки панелей теплозащитного покрытия заделывают, как и на донной защите, с помощью герметиков, поверх которых на винтах устанавливают накладки, закрывающие стык. Стыки, а также люки или вырезы в конструкции отражательного устройства для эксплуатационных или монтажных целей располагать в зонах максимального давления струй двигателей не рекомендуется.

Разгруженное отражательное устройство состоит из обшивки с тепловой защитой и наполнителя, обеспечивающего контакт с днищем топливного отсека. Наполнитель должен обладать достаточной прочностью на сжатие и быть технологичным для обеспечения подгонки по поверхности днища бака. Этим требованиям хорошо отвечают пенопласты с плотностью около 60 кг/м^3. В случае полностью разгруженного отражательного устройства при давлении наддува бака, превышающем среднеинтегральное давление по поверхности отражателя, теплозащитное покрытие укладывают непосредственно на наполнитель, при этом в зонах действия повышенного давления применяют наполнитель большей плотности (до 100...150 кг/м^3) и бóльшую толщину теплозащитного покрытия. Узлы крепления разгруженного отражательного устройства к днищу бака или его шпангоуту рассчитывают с учетом возможных температурных и силовых деформаций конструкции так, чтобы на момент разделения гарантировать отпирание отражательного устройства на днище бака.

Узлы связи с комплексом наземного оборудования. Узлы связи РН с комплексом наземного оборудования обеспечивают ее транспортирование агрегатами комплекса, установку на стартовое сооружение, а также связь с агрегатами и системами стартового комплекса в процессе подготовки и проведения пуска.

Окончательно собранную и испытанную РН перекладывают с монтажно-свыковочных тележек или со стенда общей сборки на транспортно-установочный агрегат, с помощью которого доставляют на СП и устанавливают на стартовое сооружение. К установленной РН стыкуют средства комплекса наземного оборудования совместно с бортовыми системами и устройствами, обеспечивающими заправку баков компонентами топлива, зарядку баллонов сжатыми газами, электропитание в период предстартовой подготовки, стыковку регламентных разъемов систем управления и измерений, подключение технологических систем, в том числе систем обогрева, предпусковой продувки, вентиляции и т.д. В период собственно старта РН связь между нею и комплексом наземного оборудования осуществляется до отделения ее торца от плоскости стартового сооружения (прохождение команды «Контакт подъема»), которое фиксируется после прохождения 100 мм от начала подъема.

На всех этапах наземной эксплуатации конструкция РН должна удовлетворять требованиям технологии проводимых работ и обеспечивать их выполнение. С этой точки зрения можно выделить ряд общих для различных РН узлов связи, которые обеспечивают ее взаимо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

действие с комплексом наземного оборудования. К ним относят:

транспортировочные опоры, узлы крепления траверс (балок) для кантования и перекладывания блоков и собранной РН;

узлы силового крепления к стартовому сооружению;

узлы силовой связи с агрегатами обслуживания;

заправочные соединения компонентов топлива;

платы электрических и пневматических разъемов;

узлы связи, расстыковка которых происходит после команды «Контакт подъема».

5.4.2. ОСОБЕННОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА РАЗГОННЫХ БЛОКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

На сегодняшний день основным средством, позволяющим реализовать широкий спектр транспортных задач по доставке полезных грузов на различные околоземные орбиты, а также к планетам Солнечной системы, являются разгонные блоки с ЖРД, в частности РБ «ДМ», «Фрегат» и «Бриз». Планируется также разработка нового кислородно-водородного РБ.

В составе космического РБ с ЖРД можно выделить следующие основные элементы, определяющие его тепловой режим:

топливный отсек;

компоненты топлива в топливном отсеке;

маршевый двигатель (*МД*), включая агрегаты его питания и управления;

двигатели системы обеспечения *запуска* (*ДЗ*) МД в условиях невесомости;

двигатели коррекции импульса (*ДКИ*);

двигатели стабилизации и ориентации (*ДСО*);

шар-баллоны системы наддува;

агрегаты питания и управления ДКИ и ДСО;

приборный отсек (*ПО*);

аппаратура СУ и *системы энергопитания* (*СЭП*);

система обеспечения теплового режима (*СОТР*) ПО;

теплозащитные и теплоизоляционные материалы, используемые для обеспечения требуемого теплового режима РБ.

В штатном полете тепловое состояние РБ в целом, а также его основных выделенных элементов в первую очередь определяют:

компоновочное и конструктивное решения РБ;

тепловые излучения Земли и Солнца;

начальная температура заправки компонентов топлива;

тепловыделения работающего МД;

воздействия струй работающих МД, ДКИ, ДЗ и ДСО;

тепловыделения приборов СУ;

циклограмма полета, включая программу управления, ориентации и стабилизации РБ на активных и пассивных участках полета.

При этом внешними по отношению к РБ тепловыми факторами являются тепловые излучения Солнца и Земли, а также воздействия струй работающих МД, ДКИ, ДЗ и ДСО. К числу внутренних факторов, определяющих тепловое состояние РБ, можно отнести радиационный и кондуктивный теплообмен между основными элементами конструкции, системами и агрегатами РБ, конвективный теплообмен между компонентами топлива, газами наддува и конструкцией топливных баков, радиационный и кондуктивный теплообмен в ПО между приборами и агрегатами СУ и конструкцией ПО. В случае герметичного ПО основным фактором, определяющим его тепловой режим, будет конвективное охлаждение приборов теплоносителем СОТР ПО.

Определенное влияние на тепловое состояние РБ оказывает аэродинамическое тепловое воздействие на участке выведения. Из-за относительно малой продолжительности активного участка РН оно слабо влияет на интегральное тепловое состояние РБ, однако определяет тип и параметры тепловой защиты отдельных систем, а также поверхностей РБ, подверженных тепловому воздействию набегающего потока воздуха после сброса ГО.

Параметры тепловой защиты РБ в зоне установки МД, а также в зоне установки ДКИ, ДЗ и ДСО определяют температурный режим указанных агрегатов и параметры продуктов сгорания, истекающих из сопл этих двигателей. Тепловое воздействие продуктов сгорания на внешнюю поверхность РБ характеризуют действующие параметры радиационного и конвективного теплообмена. Параметры тепловой защиты при этом для всех возможных вариантов рассчитывают на максимальные условия нагрева.

Аналогично для максимальных условий теплового нагружения определяют параметры

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тепловой защиты во всех остальных менее теплонапряженных зонах РБ.

Каждый конкретный РБ используют для доставки разнообразных полезных грузов на различные околоземные орбиты. При этом возникает необходимость не только правильного выбора тепловой защиты РБ, но и тщательного анализа в каждом конкретном случае реальных тепловых условий функционирования РБ и особенно его ДУ, компонентов топлива, автоматики исполнительных органов СУ и некоторых других систем и агрегатов РБ. Результаты данного анализа во многом определяют стратегию ориентации РБ на пассивных участках полета, значение необходимой температуры заправки топлива и т.д., а также в некоторых случаях выявляют необходимость модификации СОТР РБ.

В случае использования криогенных компонентов топлива необходимо решить проблему хранения криогенного топлива на борту РБ в течение всего срока его активного полета. Проблема заключается в том, что рабочие температуры жидких водорода и кислорода значительно ниже температур остальных элементов и систем РБ. Кроме того, в условиях космического полета действует мощное тепловое излучение Солнца, также необходимо учитывать тепловое излучение планет Солнечной системы. В сочетании с внутренними тепловыми источниками перечисленные факторы обуславливают достаточно высокий уровень подвода тепловой энергии в топливные баки. В свою очередь, это приводит к прогреву этих компонентов, появлению теплового расслоения в жидкости, а также к испарению, а следовательно, к массовым потерям части топлива.

Данная проблема представляет собой достаточно сложную теоретическую и техническую задачу, решение которой в ряде случаев требует значительных усилий как исследователей, так и проектантов.

5.4.3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА И ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В п. 5.4.1 было показано, что РН, КА и спускаемые аппараты функционируют в условиях интенсивного процесса теплопереноса, обусловленных взаимодействием с внешней средой, а также работой силовых и энергетических установок. При этом многие конструкции и системы работают в экстремальных температурных режимах, подчас на пределе своих возможностей. В то же время при проектировании и отработке этих ответственных и весьма дорогостоящих технических объектов требуется обеспечивать необходимые надежность и ресурс работы, а также снижать их материалоемкость, сокращать затраты на производство и эксплуатацию.

Известный подход к гарантированному обеспечению работоспособности агрегатов и систем заключается во введении некоторых коэффициентов запаса, например, запаса по расчетным толщинам слоев теплозащитных покрытий или мощности систем терморегулирования. Это приводит к определенной неоптимальности проектных решений — ее степень будет тем выше, чем больше останется неопределенности при математическом описании тепломассообменных процессов, сопровождающих работу конструкций.

Данные неопределенности связаны со сложностью рассматриваемых процессов и, следовательно, с неполной адекватностью условий экспериментальной отработки изделий, а также с влиянием различных случайных факторов, учет которых иногда просто невозможен. В частности, вопрос об оптимальности проектно-конструкторских решений и параметров становится особенно актуальным при создании многоразовых ракетно-космических систем, когда завышенные коэффициенты запасов существенно сказываются на конечной эффективности и стоимости.

Проблема достаточно полного моделирования тепловых условий функционирования объектов ракетно-космической техники — одна из наиболее сложных при их проектировании и испытаниях, поскольку соответствующие процессы тепломассопереноса в общем случае характеризуются высокой интенсивностью, нелинейностью, нестационарностью, неодномерностью их протекания и зависят от многих факторов.

Экспериментальное и математическое моделирование

Любые научные исследования и прикладные разработки подразумевают использование общего метода, известного как моделирование. Метод базируется на изучении

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

свойств и характеристик объектов различной природы посредством исследования некоторых аналогов (моделей). Моделирование — замещение исследуемого объекта *О* (оригинала) моделью *М* в целях исследования свойств *О* с помощью *М*. Модель обычно отражает основные характеристики оригинала. Она проще его, поэтому более удобна и доступна для изучения, чем моделируемый объект. Состоятельность (степень адекватности) модели определяет достоверность и точность моделирования.

Модель может быть материальной (физической) и умозрительной (математической). Соответственно, различают физическое (экспериментальное) и математическое моделирование. В первом случае исследование свойств и характеристик оригинала (физического процесса, технической системы, технологии изготовления) осуществляется в результате реальных экспериментальных исследований на макетах, физических моделях, образцах.

При математическом моделировании изучение оригинала заменяют исследованием его *математической модели* (*ММ*) с широким привлечением компьютерной техники. Роль математического моделирования в различных исследованиях и разработках непрерывно возрастает, что обусловлено необходимостью, с одной стороны, более глубокого проникновения в сущность исследуемых объектов, а с другой — снижения стоимости и сроков разработок. Математическое моделирование стимулируют развитие математических методов, совершенствование вычислительных алгоритмов, программного обеспечения и компьютерной техники, развитие которых, в свою очередь, вызывается насущными потребностями практики. Все более широкое использование на практике методов математического моделирования не исключает необходимости проведения экспериментов и испытаний, которые всегда останутся главным критерием его достоверности.

В дальнейшем под тепловым математическим моделированием будем понимать составление и обоснование ММ процессов теплообмена, а также исследование на их основе теплового состояния рассматриваемого объекта. Данные модели и соответствующие расчеты используют на различных стадиях проектирования и экспериментальной отработки технических систем.

Математическая постановка задачи

Первый шаг в математической постановке задачи в общем случае подразумевает конструирование структуры модели, т.е. качественное описание оригинала с помощью тех или иных математических операторов. Данная процедура называется структурной идентификацией. Ее основу для процессов теплообмена составляют известные физические законы, в частности, фундаментальные законы механики сплошной среды, описывающиеся уравнениями сохранения массы (неразрывности), количества движения и сохранения энергии, а также законы, установленные для конкретных видов теплообмена, например, законы теплопроводности Фурье, трения Ньютона, излучения Стефана–Больцмана. Опираясь на эти законы, а также известные закономерности, привлекая результаты наблюдений (измерений), с исследуемым процессом можно сопоставить ту или иную ММ.

Обычно одному и тому же исследуемому объекту может быть поставлено в соответствие некоторое множество моделей, отличающихся, в частности, числом учитываемых факторов и, соответственно, полнотой и точностью описания оригинала, с одной стороны, и сложностью модели — с другой. Одно из главных требований к ММ состоит в необходимости учета в ней всех основных факторов и взаимосвязей рассматриваемого объекта и исключения второстепенных факторов и связей.

Наиболее распространены дифференциальные тепловые модели, когда процессы теплообмена выражают теми или иными дифференциальными операторами. Различают модели с сосредоточенными и распределенными параметрами, описываемые обыкновенными дифференциальными уравнениями и уравнениями с частными производными соответственно.

Для процессов, происходящих в сплошных средах, передача тепла, давления, концентрации происходит через континуум материальных точек. В общем случае переменные, характеризующие состояние таких процессов, являются функциями времени и пространственных координат. Для таких теплообменных процессов должны использоваться уравнения с частными производными. Однако в ряде случаев можно применять более грубые математические описания, основанные на обыкновенных дифференциальных уравнениях.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Соответствующие модели с сосредоточенными параметрами не учитывают пространственной протяженности исследуемого оригинала. Следовательно, такое описание возможно, если в каждом пространственном элементе переходный процесс можно считать не зависящим от пространственных координат, т.е. когда размеры элементов малы по сравнению с наименьшей длиной волны учитываемых частотных составляющих процесса. В этом случае пространственные элементы моделируются материальными точками, что позволяет более сложную модель с распределенными параметрами аппроксимировать моделью с сосредоточенными параметрами.

Уравнения с частными производными используют для описания процессов, распределенных как в пространстве, так и во времени, причем в пространстве имеем не дискретную, а сплошную среду. Большинство процессов теплообмена требуют привлечения для их исследования именно моделей с распределенными параметрами.

Тепловые модели бывают стационарными и нестационарными (динамическими), линейными и нелинейными, одномерными и многомерными.

Принято выделять ММ изучаемых полей и сред, ММ для решения конкретных задач, сформулированных в рамках моделей полей и сред. Первые часто называют фундаментальными моделями. Они обычно отражают общие законы теплообмена и не являются замкнутыми с точки зрения получения решения конкретной задачи. В соответствующих уравнениях зависимые переменные определяют состояние исследуемого объекта. Например, это могут быть такие полевые характеристики, как температура, концентрация веществ, скорость, давление и т.д.

Для определения значения зависимых переменных нужно на основе фундаментальной модели построить ядро прикладной ММ, добавить геометрическое описание исследуемого объекта и замкнуть постановку задачи заданием соответствующих краевых условий.

Далее можно приступать ко второму шагу в математической постановке задачи, который заключается в наделении модели выбранной структуры количественной информацией, т.е. в определении (оценивании) входящих в нее неизвестных характеристик (параметров модели). Данный этап носит название параметрической идентификации.

Идентификации в тепловых исследованиях и проектировании

Значение структурной и параметрической идентификации при решении прикладных задач очень велико. При прогнозировании традиционной схемы моделирования состояния некоторого объекта, например температурного поля той или иной конфигурации, составляется соответствующая последовательность шагов. Она включает:

1. Неформализованное описание объекта исследования.

2. Математическую постановку задачи, в том числе: выбор ядра ММ и геометрического описания объекта; замыкание модели путем задания краевых условий; предварительное качественное исследование прикладной ММ — анализ корректности; оценивание параметров модели.

3. Разработку метода решения и вычислительного алгоритма.

4. Программирование и отладку программы для компьютерных расчетов.

5. Тестирование алгоритма на конкретных задачах, оценку эффективности и области применимости метода и алгоритма, при необходимости — корректировка модели и повторение пп. 2–4.

6. Серийные расчеты, анализ состояния объекта.

Необходимую точность результатов стараются обеспечить на всех перечисленных этапах. Тем не менее роль тех исследований, которые посвящены математической постановке задачи, т.е. структурной и параметрической идентификации модели и ее уточнению, особенно важны, поскольку погрешности и неопределенности, возникающие здесь, будут уже не устранимы на других шагах математического моделирования.

Кроме того, если исходить из обеспечения требуемой точности итоговых результатов, то нужно рассматривать изложенную процедуру математического моделирования как единый процесс, где условно выделенные этапы согласованы между собой. В противном случае может сложиться явно противоречивая ситуация. Например, желание повысить точность расчетов заставляет прибегать к более точному описанию исследуемого объекта, а именно к повышению размерности модели, использованию более точных и соответственно более сложных численных методов и схем решения прямой задачи, проведе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нию расчетов с повышенной точностью и т.д. Однако исходная численная информация по коэффициентам модели и краевым условиям может быть известна с достаточно большой неопределенностью, что перечеркивает все подобные усилия. В этой связи очень важно при идентификации модели проводить анализ ее чувствительности по отношению к изменению ее параметров, а также оптимально планировать эксперимент при оценивании параметров модели.

Такое же замечание можно отнести и к решению задач оптимизации параметров технического объекта. Данная процедура кроме решения (обычно многократного) той или иной прямой задачи включает собственно алгоритм оптимизации, выбору которого проектант часто отдает основное внимание и отвлекается от необходимости согласования точности различных составных частей в решении общей задачи проектирования. Поэтому здесь также важен анализ чувствительности проектных решений к изменениям в исходных данных, который позволяет достигнуть необходимого согласования.

Сложная ситуация обычно имеет место и при анализе соотношений между стадиями собственно проектирования технического объекта и его экспериментальной отработки. Данные стадии должны быть увязаны друг с другом, равно как и согласованы расчетно-теоретические и экспериментальные исследования на этапе собственно проектирования.

Основа всей этой увязки и согласования заключается в использовании взаимосогласованных ММ как для проектирования, так и для экспериментальных исследований и испытаний.

При этом нужно иметь в виду, что обычно при проектировании сложных ответственных технических объектов существует определенная иерархия ММ. На начальных этапах в условиях наибольшей неопределенности исследования проводят с помощью наиболее простых моделей. Затем по мере уточнения условий функционирования объекта и его проектных характеристик появляется возможность привлечения дополнительной информации как качественной, так и количественной, в том числе основанной на опыте и интуиции разработчиков. Данная информация позволяет расширить и усложнить модели для повышения точности результатов. Это вполне естественный процесс, однако во многом он бывает интуитивно-эвристическим, слабо формализованным. Современные методы идентификации ММ процессов теплообмена позволяют не только конструировать состоятельные модели для решения отдельных задач. Они дают возможность последовательно и целенаправленно уточнять характеристики и корректировать структуру моделей, проводить их систематизацию, чтобы постепенно, по мере разработки объекта, обоснованно усложнять модели для повышения точности расчетов.

Особо следует отметить испытания, включая натурные (летные). Они должны отвечать на вопрос об адекватности основных прикладных ММ, использованных на заключительных стадиях проектирования, и при необходимости обеспечивать окончательную корректировку моделей.

Условно можно разделить ММ, используемые при проектировании ЛА на две категории. Первая категория моделей относится к хорошо изученным объектам и процессам, когда можно считать, что эти модели являются практически точными для целей теплового проектирования, включая не только их структуру, но и входящие в них численные величины. Обычно это такие процессы, которые могут быть математически сформулированы на основании хорошо известных законов и закономерностей, и для них имеется большой практический опыт применения соответствующих ММ. Желание разработчиков математических методов и алгоритмов, базирующихся на таких моделях, повысить точность расчетов, применяя известные приемы вычислительной математики, обычно не приводит в данном случае к рассогласованию точности задания исходных данных и конечной точности расчетных величин.

Кроме того, варьируя погрешностями задания входной информации, можно математическим путем оценить погрешности искомых результатов. Примерами подобной ситуации могут быть задачи по расчету температурных полей в элементах конструкции, изготовленных из металлов с известными теплофизическими свойствами. Перенос тепла в таких элементах выражается с высокой точностью феноменологическим уравнением теплопроводности, которое в зависимости от

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

уровня температур, геометрии элемента и распределения тепловых нагрузок по его поверхности может быть линейным и нелинейным (квазилинейным), одномерным или многомерным.

При достаточно точном задании тепловых граничных условий и теплофизических свойств материалов можно быть априори уверенным в достаточной точности определения температурного поля конструктивного элемента. То же можно сказать и о точности выполнения закона Стефана–Больцмана при определении потерь тепла с поверхности тела при правильном задании степени черноты поверхности тела, точности расчета плотности падающего на поверхность КА солнечного теплового потока и т.д. В подобных случаях процессы давно и глубоко изучены, имеются хорошо отработанные классические методы определения числовых величин, входящих в модели параметров и функций, а также давнишний опыт практического использования таких моделей в различных областях науки и техники, что позволяет с уверенностью применять их для моделирования тепловых режимов конструкций ЛА.

Для целей проектных расчетов изначальная ММ, наиболее полно и точно описывающая тепловое состояние рассматриваемого объекта, часто подвергается упрощениям, во многих случаях довольно значительным. Например, сложная геометрическая модель заменяется более простой, понижается размерность уравнения переноса тепла, нелинейная задача аппроксимируется линейной и т.д. Такие приемы вполне естественны, поскольку позволяют сделать прикладную постановку задачи более удобной и мобильной для серийных расчетов, существенно уменьшить затраты вычислительного времени и потребные объемы компьютерной памяти.

Однако всегда остается принципиальная возможность априорной оценки точности упрощенной ММ по отношению к исходной. Для реализации этой возможности, т.е. для контрольных поверочных расчетов на основе той модели, которая не вызывает сомнений в ее точности, необходимо иметь работоспособный алгоритм для численного решения исходной задачи или ее решения по частям, используя принцип декомпозиции.

Более сложная ситуация имеет место в случаях, когда процессы, происходящие в исследуемом объекте, еще недостаточно изучены или входящие в приближенную модель числовые величины должны каждый раз определяться заново в зависимости от ожидаемого режима функционирования объекта.

В первом из названных случаев построение ММ обычно основано не только на привлечении известных физических законов и закономерностей, но и ряде дополнительных предложений, позволяющих сформулировать те или иные гипотезы. Проверка состоятельности данных гипотез должна основываться как на привлечении имеющихся экспериментальных данных по аналогичным или близким ситуациям, так при необходимости на постановке специальных экспериментов на образцах и моделях, проведении испытаний макетов для получения требуемой дополнительной экспериментальной информации. При этом анализируют достоверность моделей путем сравнения расчетных и экспериментальных данных, в результате отбраковывают гипотезы и выбирают наиболее простую модель из числа тех, которые обеспечивают требуемую точность расчетов.

Во втором случае вид модели постулируют заранее, основываясь на прошлом опыте, но коэффициенты модели должны быть определены из эксперимента, моделирующего реальные условия работы объекта. Вывод о корректности численных характеристик модели в данном случае также базируется на рассмотрении невязки между расчетными и экспериментальными данными.

Таким образом, в отличие от первой категории моделей, точность результатов в зависимости от погрешностей исходных данных не может быть найдена чисто математическим путем. Критерием правильности здесь выступает эксперимент, а в более широком плане — практика. В качестве примера можно привести ММ для разрушающихся теплозащитных материалов, когда в приближенных уравнениях теплопереноса коэффициенты зависят не только от температуры материала, но и от режима их нагрева. Для их определения необходимо осуществлять экспериментальное исследование процессов прогрева и разрушения образцов данных материалов на специальных стендах (плазмотронах, установках на основе ракетных двигателей, тепловакуумных камерах и т.д.). В процессе таких экспериментов требуется воспроизвести ожидаемые в реальном полете режимы изменения основных параметров

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

внешней теплопередачи, таких как плотность теплового потока к поверхности тела, энтальпия газа на верхней границе пограничного слоя и др.

Идентификация математических моделей и обратные задачи

Структурная и параметрическая идентификации процессов теплообмена тесно связаны с решением обратных задач для дифференциальных уравнений. Деление задач в математическом моделировании на прямые и обратные основывается на рассмотрении причинно-следственных связей в исследуемой прикладной ММ.

К причинным характеристикам в соответствии с принятой моделью относятся граничные условия и их параметры, начальные условия, коэффициенты дифференциальных уравнений, а также геометрические характеристики области задания уравнений.

Следственные характеристики выражают состояния исследуемого объекта — поля физических величин (температуры, давления, скорости движения газа или жидкости и т.д.). В такой интерпретации причинные характеристики не зависят от следственных проявлений, так как первые могут быть заданы независимо от вторых и быть достаточно произвольными величинами.

Выделенные два вида характеристик связаны между собой однонаправленной причинно-следственной зависимостью, установление которой составляет цель прямой задачи. Другими словами, если требуется, используя прикладную ММ, найти переменные состояния, т.е. следствие по заданным причинным характеристикам, то мы имеем дело с решением прямой задачи. Наоборот, если по определенной информации о физических полях необходимо восстановить некоторые причинные характеристики, то получаем ту или иную обратную задачу.

Нарушение естественной причинно-следственной связи в постановке обратной задачи может привести, что обычно происходит, к ее математической некорректности, чаще всего — к неустойчивости решения. Поэтому обратные задачи, как правило, являются некорректно поставленными и требуют для своего решения специальных методов.

Типы обратных задач теплообмена

Можно выделить две крупные разновидности обратных задач теплообмена: оптимизационные и диагностические (идентификационные).

В первом случае рассматриваем задачу оптимизации, которая возникает обычно в двух случаях: при оптимальном управлении процессами или техническими объектами и выборе оптимальных проектных параметров технической системы. Приведем примеры этих задач, ограничась простейшими постановками.

Оптимальное управление нагревом тела. Рассмотрим неограниченную пластину толщиной b, одна из ее поверхностей теплоизолирована, а другая нагревается конвективным потоком тепла от окружающей среды, температуру T_e которой можно изменять во времени. Требуется найти такой температурный режим $T_e(\tau)$, при котором температура на другой границе будет близка к некоторой заданной функции $f^*(\tau)$.

Выберем целевой функционал в виде среднеквадратичной невязки

$$J = \int_0^{\tau} (T(b,\tau) - f^*(\tau))^2 d\tau, \qquad (5.4.1)$$

где τ_{max} — время наблюдения.

Поставим задачу поиска управления $T_e(\tau)$ из условия минимума τ при определении функции $T(b,\tau)$ из решения следующей краевой задачи для уравнения теплопроводности:

$$C\frac{\partial T(\tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x}\right), \; x \in (0,b), \; \tau \in (0, \tau_{max}); \qquad (5.4.2)$$

$$T(x,0) = T_0(x); \qquad (5.4.3)$$

$$\frac{\partial T}{\partial x}(b,\tau) = 0; \qquad (5.4.4)$$

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x}\bigg|_{x=0} = \alpha[T_e(\tau) - T(0,\tau)], \qquad (5.4.5)$$

где C, λ — объемная теплоемкость и теплопроводность материала пластины соответственно; $T_0(x)$ — начальное распределение температуры в пластине; α — коэффициент теплоотдачи.

Очевидно, что с точки зрения причинно-следственных связей, данная оптимизационная постановка представляет собой обратную задачу теплопроводности.

Оптимизация теплозащитного пакета. При проектировании тепловой защиты возникает другая типичная оптимизационная задача — задача синтеза.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рассмотрим плоскую пластину, состоящую из N слоев разных материалов с известными теплофизическими характеристиками. На одной из внешних границ пластины задан тепловой режим в форме закона Ньютона, другая является теплоизолированной. Требуется найти толщины $S_j = d_j - d_{j-1}$, $j = \overline{1, N}$ слоев, обеспечивающие минимум удельной массы пластины при соблюдении заданных ограничений на максимальные температуры в слоях. ММ теплопроводности для этой задачи при абсолютных термических контактах слоев запишется следующим образом:

$$C_j \frac{\partial T^j(x,\tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda \frac{\partial T^j(x,\tau)}{\partial x}\right), x \in (0, b), \tau \in (0, \tau_{\max});$$

$$S_j = \{(x,\tau): d_{j-1} < x < d_j; d_0 = 0; 0 < \tau \le \tau_{\max}\}, j = \overline{1, N};$$

(5.4.6)

$$T_j(x,0) = T_{0,j}(x), \ j = \overline{1, N}; \qquad (5.4.7)$$

$$T_j(d_j^{-0}, \tau) - T_{j+1}(d_j^{+0}, \tau) = 0, \ j = \overline{1, N-1}; \qquad (5.4.8)$$

$$\lambda_j \frac{\partial T^j}{\partial x}(b, \tau)(d_j^{-0}, \tau) - \lambda_{j+1} \frac{\partial T^{j+1}}{\partial x}(b, \tau)(d_j^{+0}, \tau) = 0,$$

$$j = \overline{1, N-1}; \qquad (5.4.9)$$

$$\lambda_1 \frac{\partial T^1(0,\tau)}{\partial x} + \alpha (T_e - T^1(0,\tau)) = 0; \qquad (5.4.10)$$

$$\frac{\partial T^{N_p}(0,\tau)}{\partial x} = 0, \qquad (5.4.11)$$

где C_j и λ_j — теплофизические свойства, $T_0^j(x)$ — начальное распределение температур, α — коэффициент теплоотдачи и T_e — температура окружающей среды являются известными величинами. Искомые значения $\{d_j\}_1^N$ должны обеспечить минимум величине $m = \sum_{j=1}^{N} \rho_j (d_j - d_{j-1})$, где ρ_j — плотность материала j-го слоя, при ограничениях:

$$\left.\begin{aligned} T(d_j, \tau) \le T_{\lim}^j, \ \ j = \overline{1, N}; \\ d_j - d_{j-1} > 0, \ \ j = \overline{1, N}, \end{aligned}\right\} \qquad (5.4.12)$$

где $T_{\lim}^j$ — значения предельно допустимых температур в стыках.

Поскольку тепловое состояние пластины задано неравенствами (5.4.12) и является следствием значений толщин слоев, то данная задача также может быть отнесена к геометрическим обратным задачам в экстремальной постановке.

Существует много других обратных задач оптимизационного типа, например, выбор оптимальной формы обтекаемого тела, обеспечивающего минимальное сопротивление движению, или оптимизация контура сопла, дающего минимальные потери тяги, и т.д.

Задачи диагностики и идентификации. В диагностических или идентификационных обратных задачах в качестве исходных данных выступают результаты измерений следственных характеристик исследуемого процесса (обычно измерения физических полей в средах), а искомыми являются причинные характеристики — коэффициенты уравнений модели, краевые условия, геометрические характеристики рассматриваемого тела или среды.

Одна из типичных граничных обратных задач теплопроводности данного типа в простейшем случае формулируется следующим образом. Необходимо найти временну́ю зависимость температуры среды, омывающей одну из сторон однородной пластины, если известны измерения температуры на другой, теплоизолированной, границе. С формальной точки зрения постановка данной задачи может совпадать с задачей оптимального управления граничным тепловым режимом, заданной условиями (5.4.1)–(5.4.5).

Методологические отличия оптимизационных и диагностико-идентификационных задач. Важно обратить внимание на то обстоятельство, что методологически задачи типа проектирования и управления принципиально отличаются от задач типа диагностики или идентификации. Для первого типа задач расширение класса допустимых решений обычно полезно, так как требуется найти любое технически реализуемое решение, обеспечивающее экстремум критерию качества с некоторой заданной точностью. Для диагностических обратных задач расширение класса предполагаемых решений обычно приводит к значительным трудностям, связанным с ростом погрешностей в искомых величинах.

Отмеченное различие отчетливо видно на приведенных примерах задач оптимального граничного управления тепловым режимом тела и диагностики данного режима. Несмотря на полное совпадение математи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ческой записи этих задач, методологические различия в их решении очевидны. В случае оптимизации можно менять управление в достаточно большом диапазоне, что мало скажется на значениях целевого функционала, поскольку физика распространения тепла такова, что отклонения в функции $T(b, \tau)$ оказываются существенно меньше по сравнению с исходными отклонениями в варьируемой функции $u(\tau)$. Однако в задаче диагностики это свойство теплопроводности будет вредно, так как можно получить решение со значительной погрешностью. Именно в этом случае следует обязательно использовать регуляризованные методы решения.

В задачах оптимизации фактор возможной неединственности решения задач часто может рассматриваться как благоприятный, поскольку имеется набор решений, среди которых можно выбирать и по другим критериям. Так, в процессе принятия решения на этапе разработки технических предложений часто возникает ситуация, когда имеется несколько альтернатив, удовлетворяющих требованиям технического задания. В этом случае все альтернативные варианты сравнивают, оценивают и из их числа обычно выбирают один вариант, который более детально прорабатывают на этапе эскизного проектирования.

Наоборот, в задачах диагностики и идентификации множественность решений приводит к тому, что в данной постановке нельзя решить задачу и требуются какие-то изменения, например, доопределение постановки задачи.

Обобщенная постановка обратных задач. Процесс разработки теплонагруженных систем обычно заключается в выполнении следующих операций:

1. Разработка концепции системы, например, тепловой защиты или терморегулирования.

2. Выбор ММ теплопереноса (структурная идентификация).

3. Разработка и создание физических моделей элементов системы.

4. Проведение модельных экспериментов.

5. Параметрическая идентификация ММ.

6. Тепловая диагностика потенциально возможных процессов внешнего теплообмена (оценивание внешнего теплового воздействия на объект).

7. Выбор оптимальных проектных параметров или законов управления.

8. Создание опытных образцов исследуемых объектов.

9. Проведение испытаний системы (возможно полномасштабных).

10. Уточнение характеристик ММ и внешнего теплового воздействия.

11. Натурные испытания.

12. Окончательное уточнение характеристик ММ и внешнего теплового воздействия.

После каждого из пп. 5, 6, 10, 12 проводят анализ адекватности ММ, и в случае ее неадекватности происходит возвращение к п. 2.

При разработке теплонагруженных элементов конструкции и систем в последние годы увеличивают объем экспериментальных и теоретических исследований на ранних этапах разработки. Это объясняется постоянным ростом стоимости полномасштабных (особенно летных) испытаний, современных ЛА и их систем. Поэтому необходимо еще на предварительной стадии исследований (п. 1–6) обеспечить максимальную достоверность исходных данных для решения задачи выбора оптимальных параметров или законов управления для проектируемого объекта. Для этого необходимо привлекать современные методы обработки и интерпретации экспериментальных данных.

Основная задача при разработке теплонагруженной конструкции — выбор оптимальных проектных параметров системы или режимов управления (п. 7). Проектирование теплонагруженных элементов конструкции представляет собой часть общей задачи проектирования. Как правило, в сложных задачах определение рациональных проектных решений осуществляют поэтапно с декомпозицией поисковой задачи по уровням, отличающимся степенью детализации проектных расчетов и набором поисковых операций. Обычно выделяют три уровня проектных изысканий. На первом (верхнем) уровне определяют предварительные значения проектных параметров по соотношению проектных критериев и ограничений. На втором осуществляют поиск допустимых значений критериев и проектных параметров. На третьем происходит расчет предельных значений характеристик процессов теплообмена для данного варианта аппарата и значений проектных параметров, соответствующих этим характеристикам (например, толщина пакета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

теплозащитного покрытия, соответствующая предполагаемым значениям плотностей внешних тепловых потоков и распределению температуры). Тепловое проектирование обычно имеет место при третьем уровне проектных исследований.

В общем виде задачу теплового проектирования можно сформулировать следующим образом. Требуется определить вектор проектных параметров $\boldsymbol{p}$ системы из некоторой области P так, чтобы минимизировать целевой функционал $J(\boldsymbol{p}, \boldsymbol{T})$, где $\boldsymbol{T}$ — вектор характеристик состояния системы (температуры, плотности тепловых потоков, массовой скорости уноса материала, концентрации и т.д): $\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau) = \{T_k(\boldsymbol{x}, \tau),\ k = 1, 2, \ldots, K\}$, где $\boldsymbol{x}$ — пространственная координата; τ — время; K определяется видом ММ теплообмена. В качестве минимизируемого функционала (проектного критерия, критерия оптимизации) используют суммарную массу системы, стоимость создания и отработки системы тепловой защиты и т.д. Множество допустимых решений определяется техническими и физическими ограничениями в виде равенств $g_i(\boldsymbol{T}) = 0,\ i = 1, 2, \ldots, n,$ и неравенств $s_j(\boldsymbol{T}) \le 0,\ j = 1, 2, \ldots, m.$ Эти ограничения обычно зависят от характеристик состояния системы.

Таким образом, в формализованном виде имеем задачу

$$\min_{\mathbf{p} \in P} J(\boldsymbol{p}, P); \tag{5.4.13}$$

$$P = \{\boldsymbol{p} \in P \mid g_i(\boldsymbol{T}) = 0, i = 1,2,\ldots,n;\ s_j(\boldsymbol{T}) \le 0,\ j = 1,2,\ldots,m\}; \tag{5.4.14}$$

$$\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau) = L[\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{x},\ \tau,\ \boldsymbol{z}(\boldsymbol{T}, \boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{q}(\boldsymbol{x}, \tau)], \tag{5.4.15}$$

где L — некоторое нелинейное преобразование, представляющее собой ММ теплопереноса в системе; $\boldsymbol{z}$ — вектор характеристик системы $\boldsymbol{p} \in \boldsymbol{z}$; $\boldsymbol{q}$ — вектор внешних воздействий на систему.

Другой, не менее важной задачей при разработке является управление тепловыми режимами. В общем виде она может быть сформулирована следующим образом. Требуется определить вектор управления $\boldsymbol{u}$ системы из некоторой области U так, чтобы минимизировать целевой функционал $J(\boldsymbol{u}, \boldsymbol{T})$. В качестве минимизируемого функционала можно рассматривать как различные критерии эффективности системы аналогично задаче теплового проектирования, так и различные меры уклонения тех или иных характеристик состояния системы от априори заданного закона их изменения $\boldsymbol{f}$. Множество допустимых управлений, как в случае задачи теплового проектирования, определяют техническими и физическими ограничениями $g_i(\boldsymbol{T}) = 0,\ i = 1, 2, \ldots, n;\ s_j(\boldsymbol{T}) \le 0,\ j = 1, 2, \ldots, m.$ Таким образом, в формализованном виде имеем задачу:

$$\min_{\boldsymbol{u} \in U} J(\boldsymbol{u}, \boldsymbol{T}, \boldsymbol{f}); \tag{5.4.16}$$

$$P = \{\boldsymbol{p} \in P \mid g_i(\boldsymbol{T}) = 0, i = 1,2,\ldots,n;\ s_j(\boldsymbol{T}) \le 0,\ j = 1,2,\ldots,m\}; \tag{5.4.17}$$

$$\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau) = L(\bar{\boldsymbol{T}}(\boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{x},\ \tau,\ \boldsymbol{z}(\boldsymbol{T}, \boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{q}(\boldsymbol{x}, \tau)), \tag{5.4.18}$$

причем $\boldsymbol{u} \in \{\boldsymbol{z}, \boldsymbol{q}\}$.

Задачи теплового проектирования и управления часто непосредственно связаны друг с другом. Рассмотрим задачу разработки пористой системы тепловой защиты. В качестве проектных параметров такой системы можно взять материал пористого покрытия, его толщину, состав продуваемого газа, максимальный напор и массу газа, а в качестве управления — закон изменения расхода продуваемого газа в течение функционирования системы.

Очевидно, что в этом случае задачи проектирования и управления нужно решать совместно. Причем максимальный напор и масса газа могут быть получены из выбранного закона управления.

Отметим некоторые особенности теплового проектирования:

отсутствие в ряде случаев возможности применять отработанные методики, поэтому расчетные модели совершенствуют в процессе проектирования;

неопределенность при выборе проектных решений из-за разброса значений исходных данных;

необходимость сопровождения проектирования экспериментальным моделированием для выявления предельных условий работы, прогнозирования возможностей применения.

Проектный расчет осуществляют при неполной исходной информации. Поэтому основной способ определения значений проектных параметров — итерационный поиск с возрастающими объемом используемой информации при переходе от этапа к этапу и степенью детализации.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В основе оптимального теплового проектирования лежит ММ разрабатываемой системы (5.4.15) или (5.4.18) и минимизируемая целевая функция (5.4.13) или (5.4.16). Модель связывает искомые проектные параметры (законы управления), нагружающие воздействия, например внешние и внутренние тепловые потоки, и свойства системы, которые являются причинными с точки зрения постановки прямой задачи, с характеристиками, описывающими состояние объекта (следственными характеристиками). Таким образом, если следовать концепции причинных и следственных характеристик, то задачу теплового проектирования можно рассматривать как обратную задачу теплообмена в экстремальной постановке.

По известным условиям, определяющим допустимое тепловое состояние объекта (5.4.14) или (5.4.17), т.е. заданной области изменения следственной характеристики, следует найти требуемые причинные характеристики, удовлетворяющие этому состоянию и минимизирующие критерий оптимальности (5.4.13) или (5.4.16).

Для успешного решения задач теплового проектирования и управления тепловыми режимами предварительно необходимо разработать и обосновать (идентифицировать) ММ теплопереноса (п. 2 и 5), а также провести диагностику внешнего теплового воздействия на исследуемый объект (п. 6).

Первый шаг при идентификации ММ состоит в выборе ее структуры, т.е. качественном описании исследуемого процесса с помощью тех или иных операторов (5.4.15). Второй — в наделении модели численной информацией, т.е. в определении (оценивании) входящих в структурную ММ неизвестных характеристик (коэффициентов модели).

При структурной идентификации на основе априорной информации об исследуемом процессе можно выбрать некоторое множество подходящих ММ. Обычно применяют стратегию последовательного уточнения. Вначале формулируют наиболее простую модель из числа прогнозируемых и проверяют ее адекватность в пределах заранее оговоренной точности. Если данное условие не выполняется, модель усложняют и опять проверяют на адекватность. И так до тех пор, пока не будет получен желаемый результат.

Обычно итеративный процесс перебора моделей является эвристическим. Во многих случаях структурная идентификация включает в себя параметрическую. При проверке адекватности выбранных ММ возникает наобходимость определять их неизвестные характеристики.

Предположим, что структура ММ исследуемого процесса теплообмена известна. Однако некоторые из ее характеристик ММ необходимо определить по результатам экспериментальных исследований, т.е. решить задачу параметрической идентификации.

Параметрическая идентификация ММ, как и тепловая диагностика физических процессов, тесно связана с решением обратных задач математической физики. Рассмотрим ММ теплообмена (5.4.15) с точки зрения соотношений причина — следствие.

К причинным характеристикам могут быть отнесены граничные и начальные условия, характеристики материалов системы, ее геометрия и т.д., т.е. вектор исходных данных в (5.4.15) или (5.4.18).

Тогда следственные характеристики будут выражать состояние исследуемой системы. Под ними обычно понимаются поля физических величин, формирующиеся в процессе теплопереноса $\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau)$. Выделенные два вида величин связаны между собой однонаправленной причинно-следственной зависимостью (оператор L), установление которой составляет цель прямой задачи.

В результате экспериментальных исследований обычно удается измерить некоторые характеристики состояния системы $\boldsymbol{f}^{\exp}$. Цель задачи идентификации (или диагностики) — определение той или иной совокупности характеристик $\boldsymbol{u} \in \boldsymbol{z}$ (в случае задачи диагностики $\boldsymbol{u} \in \boldsymbol{q}$)) на основе дополнительной информации о состоянии системы.

Множество допустимых решений определяется физическими ограничениями на значения определяемых характеристик, например, интегральная степень черноты материала лежит в диапазоне [0, 1]. Таким образом, задача параметрической идентификации или тепловой диагностики в формализованном виде:

$$\min_{\boldsymbol{u} \in U} J(\boldsymbol{u}, \boldsymbol{T}, \boldsymbol{f}^{\exp}); \qquad (5.4.19)$$

$$U = \{\boldsymbol{u} \in U \mid g_i(\boldsymbol{u}) = 0, i = 1,2,\ldots,n;\ s_j(\boldsymbol{u}) \le 0, j = 1,2,\ldots,m\}; \qquad (5.4.20)$$

$$\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau) = L[\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{x},\ \tau,\ \boldsymbol{z}(\boldsymbol{T}, \boldsymbol{x}, \tau),\ \boldsymbol{q}(\boldsymbol{x}, \tau)], \qquad (5.4.21)$$

причем $\boldsymbol{u} \in \boldsymbol{z}$ или $\boldsymbol{u} \in \boldsymbol{q}$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Аналогичные по постановке задачи уточнения характеристик ММ разрабатываемых систем и диагностики соответствующих процессов теплопереноса имеют весьма важное значение при проведении полномасштабных натурных испытаний.

Высокая стоимость экспериментальной отработки современных образцов техники приводит к необходимости обеспечения максимально возможной информативности и достоверности получаемых данных при минимально возможном количестве проводимых экспериментов. За счет рационального выбора условий проведения эксперимента (геометрия испытываемых образцов, внешнее тепловое воздействие и т.д.) может быть получена экспериментальная информация, позволяющая восстановить анализируемый набор характеристик системы с максимально возможной точностью. Таким образом, возникает задача оптимального планирования, т.е. выбора оптимальных условий проведения экспериментов и испытаний.

Примеры постановок обратных задач в тепловом проектировании

Общая постановка задачи и классификация обратных задач теплопроводности. В обратных задачах теплопроводности (обратных задачах для уравнения теплопроводности) предполагается, что процесс переноса тепла в твердом теле осуществляется или чисто кондуктивным путем, или модель теплообмена в теле представлена обобщенным уравнением теплопроводности с эффективными значениями коэффициентов.

Классифицируем *обратные задачи теплопроводности* (*ОЗТ*) на примере одномерной постановки. Пусть в области $D = \{(x,\tau): \underline{X_1}(\tau) < x < \overline{X_1}(\tau),\ 0 < \tau \le \tau_m\}$ задано нелинейное обобщенное уравнение теплопроводности

$$C(T)\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right) + k(T)\frac{\partial T}{\partial x} + Q(T). \quad (5.4.22)$$

Краевая задача предполагает присоединение к (5.4.22) начального распределения температур

$$T(x,0) = \varphi(x),\ \underline{X_1}(0) \le x \le \overline{X_1}(0) \quad (5.4.23)$$

и граничных условий

$$L_i(T) = \varphi_i(\tau),\ 0 \le \tau \le \tau_m,\ i = 1,2, \quad (5.4.24)$$

где операторы L_i, могут соответствовать граничным условиям I и II краевых задач, т.е. $L_i(T) \equiv T(X_i(\tau),\tau)$ или $L_i(T) \equiv -\lambda(T[X_i(\tau),\tau]) \times \times \dfrac{\partial T(X_i(\tau),\tau)}{\partial x}$, а также возможна смешанная краевая постановка.

Прямая задача теплопроводности заключается в отыскании функции $T(x,\tau)$, удовлетворяющей уравнению (5.4.22) в открытой области D и условиям (5.4.23), (5.4.24), непрерывной вместе с градиентом $\partial T(x,\tau)/\partial x$ в замкнутой области D.

Если одна из функций $\varphi_i(\tau)$, $\psi_i(x)$, $C(T)$, $\lambda(T)$, $k(T)$, $Q(T)$ неизвестна и требуется найти эту функцию (обозначим ее $u(y)$) и поле температуры $T(x,\tau)$ по известным остальным и дополнительному условию $T(x^*,\tau) = f(\tau)$ или $T(x,\tau^*) = \bar{f}(\tau)$, где x^*, τ^* — заданные точки или кривые $[x^*(\tau), \tau^*(x)]$ внутри области D, то имеем обратную задачу теплопроводности.

В соответствии с введенными выше причинными характеристиками теплообменного процесса можно выделить следующие типы обратных задач:

1) *ретроспективную* задачу теплопроводности или задачу с обратным временем — нахождение распределений температуры в предыдущие моменты времени (установление предыстории данного теплового состояния);

2) *граничную* ОЗТ — восстановление тепловых условий на границе тела. К этому типу отнесем также задачу, связанную с продолжением решения уравнения теплопроводности от некоторой границы, где одновременно заданы температура $T(x^*,\tau)$ и плотность теплового потока $q(x^*,\tau)$;

3) *коэффициентную* ОЗТ — определение коэффициентов уравнения переноса тепла (задача идентификации оператора теплопроводности).

Можно ввести еще один тип обратной задачи — геометрическую ОЗТ, состоящую в нахождении некоторых геометрических характеристик нагреваемого тела, например, в реконструировании закона движения теплообменной границы тела по результатам измерений температуры внутри тела.

Сделаем некоторые замечания, связанные с постановкой обратных задач теплопроводности:

1. Определение функций и параметров, входящих в граничные условия (коэффициента теплообмена α в граничных условиях III рода, контактного сопротивления R в граничных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

условиях IV рода, интегральных коэффициентов поглощения A и излучения тепла ε), обычно можно свести к граничной ОЗТ. Например, коэффициент $\alpha(\tau)$ рассчитывается по плотности конвективного теплового потока $q_k(\tau)$, температуре поверхности тела $T_w(\tau)$ и характерной температуре газа (жидкости) $T^*(\tau)$, обтекающего тело:

$$\alpha(\tau)=\frac{q_k(\tau)}{T^*(\tau)-T_w(\tau)}. \qquad (5.4.25)$$

Величину $q_k(\tau)$ находят из уравнения теплового баланса на поверхности тела по известной плотности кондуктивного теплового потока в предположении, что тепловое излучение газа, а также унос массы и вдув в пограничный слой отсутствуют:

$$q_k(\tau)=q(\tau)+\varepsilon\sigma T_w^4(\tau),$$

где ε — коэффициент черноты поверхности тела; σ — постоянная Стефана–Больцмана.

В такой постановке дополнительно должны быть заданы функция $T^*(\tau)$ и коэффициент ε. Функция $q(\tau)$ и $T_w(\tau)$ вычисляют из решения граничной ОЗТ.

2. Задача определения некоторой причинной характеристики может быть переопределена, т.е. задано не одно, а несколько дополнительных условий.

3. Возможны комбинированные постановки ОЗТ, когда одновременно ищут причинные характеристики разных типов. Например, одновременно могут оценивать граничные условия и температурное поле в прошедшие моменты времени в задаче без начальных условий — комбинация граничной и ретроспективной ОЗТ. Могут быть естественные комбинации граничной и коэффициентной задач, а также граничной и геометрической ОЗТ.

В общем случае обратные задачи теплопроводности в зависимости от используемой модели процесса и вида области изменения независимых переменных делятся на одномерные и многомерные, линейные и нелинейные, с фиксированными и подвижными границами, односвязные и многосвязные.

Обратные задачи теплообмена в технической системе. Аналогично обратным задачам теплопроводности можно ввести обратные задачи сложного теплообмена, в системе тел, теории пограничного слоя и сопряженной постановке.

Для теплового проектирования и моделирования ЛА наиболее интересными и полезными являются обратные задачи теплопроводности и теплообмена в технических системах.

Рассмотрим некоторую систему, состоящую из n тел с внутренним тепловыделением (поглощением). Тела системы обмениваются тепловой энергией с окружающей средой и между собой. В данном случае основное уравнение теплообмена получают из рассмотрения теплового баланса в предположении, что техническую систему можно расчленить на конечное число m изотермических элементов:

$$C_l\frac{dT_l}{d\tau}=\sum_{j=1}^{m+r}\lambda_{lj}(T_j-T_l)+\sum_{j=1}^{m+s}k_{lj}\sigma(T_j^4-T_l^4)F_l+Q_{sl}+Q_l;$$

$$l=1,2,\ldots,m;\ s\ge 0;\ r\ge 0, \qquad (5.4.26)$$

где C_l — теплоемкость l-го элемента; r и s — число элементов, взаимодействующих с окружающей средой путем конвекции и излучения соответственно; λ_{lj} — коэффициенты теплообмена (тепловая проводимость между элементами с номерами l и j); k_{lj} — угловые коэффициенты; σ — постоянная Стефана–Больцмана; F_l — площадь поверхности элемента; Q_{sl} — количество тепла, подводимое к элементу l из окружающего пространства; Q_l — количество тепла, выделяющееся в l-м элементе.

Коэффициенты λ_{lj} рассчитывают по различным соотношениям в зависимости от вида теплопередачи между элементами l и j — теплопроводность, конвекция или теплопроводность + конвекция.

Теплообменный процесс (5.4.26) определяется параметрами граничных условий и уравнений теплового баланса, связями кондуктивного, конвективного и радиационного типов, эффективными теплофизическими характеристиками и источниками тепла, геометрией и взаимным расположением тел, а также начальным тепловым состоянием системы.

Если по указанным причинным характеристикам требуется рассчитать текущие тепловые состояния (температурный режим) системы, то такой расчет составляет предмет прямой задачи теплообмена системы.

Если отдельные причинные характеристики неизвестны и необходимо определить их по известной информации о тепловых состояниях системы (фактических — при моделировании, допустимых — при проектировании), то решают обратные задачи теплообмена системы. Одновременное определение всех параметров C_l, λ_{lj}, k_{lj}, Q_{sl}, Q_l возможно лишь с точностью до постоянного множителя.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При проведении тепловых испытаний часто необходимо знать более подробное температурное поле в отдельных элементах технической системы, чем это может быть получено с помощью составной модели (5.4.26). Применяя метод расчленения составной модели на простые, можно перейти к постановкам локальных обратных задач теплообмена, как правило, к ОЗТ.

Более подробную информацию по обратным задачам, их роли в идентификации ММ при проектировании и испытаниях технических систем, а также методы решения данных задач представлены в [1–4].

5.4.4. ТЕПЛОВЫЕ МОДЕЛИ В ЗАДАЧАХ ТЕПЛОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Процесс теплового проектирования

Большое значение в процессе проектирования современных КА играет качественное решение задачи обеспечения рационального теплового состояния различных систем и агрегатов КА, а также их конструкции. Нередко весь комплекс этих исследований в сочетании с выбором параметров соответствующих систем и аппарата в целом называют тепловым проектированием КА (рис. 5.4.6).

В процессе теплового проектирования осуществляется:

определение параметров и детальное изучение теплофизических процессов, сопровождающих работу КА в течение срока его существования;

исследование степени вклада того или иного процесса в тепловой режим;

исследование теплового состояния систем, агрегатов, устройств и конструкции аппарата;

определение рациональных принципов и способов обеспечения необходимого теплового состояния аппарата;

выбор типа и определение параметров СОТР как отдельных элементов, так и всего аппарата в целом;

уточнение компоновочной схемы, конструктивных решений и параметров аппарата.

Одним из основных инструментов теплового проектирования является математическое моделирование теплового режима аппарата [5–7], его конструкции, систем и агрегатов. Оно позволяет детально проанализировать тепловое состояние аппарата и теплофизические явления, которые имеют место в период его жизненного цикла, т.е. в процессе изготовления, испытаний, отработки и эксплуатации КА как технической системы.

Одна из существенных проблем теплового проектирования КА — рациональный выбор и обоснование адекватности ММ теплового режима аппарата.

В процессе разработки КА в соответствии с необходимой точностью и полнотой описания явлений могут найти применение различные тепловые модели аппаратов. Эти модели условно можно отнести к различным уровням.

В тепловых моделях первого уровня тепловое состояние каждого элемента рассматриваемой системы выражается обычным уравнением теплового баланса, а тепловые связи (коэффициенты теплообмена) однозначно определяют характер и интенсивность теплообмена каждого элемента, включенного в модель, как с окружающей средой, так и с соответствующими элементами:

$$c_{c_i}\frac{dT_i}{dt}=\sum_{j=1}^{N}[k_{ij}(T_j-T_i)]+q_i,\quad i\neq j;\quad i,j=\overline{1,N},\tag{5.4.27}$$

где c_i — массовая теплоемкость; g_i — объемный тепловой поток.

Коэффициент проводимости k_{ij} в данной системе характеризует теплообмен конвекцией, излучением и теплопроводностью между элементами i и j.

Основная цель использования данных моделей заключается в определении интегральных оценок теплового состояния систем, теплофизических характеристик протекающих процессов, а также предельных значений действующих на аппарат внешних и внутренних тепловых факторов.

На данном уровне используют относительно простой математический аппарат. Для решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих изменение во времени теплового состояния входящих в тепловую модель элементов, разработано значительное число методов, для некоторых из них составлены стандартные программы, включенные в математическое обеспечение современных ЭВМ. Однако из-за наличия большого числа тепловых связей между элементами, многие из которых имеют нелинейный характер, могут возникнуть вычислительные сложности при реализации алгоритмов не принципиального характера.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис 5.4.6. Процесс теплового проектирования КА

В некоторых слуяаях, например при изучении теплового состояния отсеков радиоэлектронной аппаратуры, можно рассматривать тепловой режим конструкции как совокупность отдельных элементов, параметры доточенных элементов — уравнениями нестационарного теплового баланса, а тепловой режим распределенных элементов — в общем случае многомерными уравнениями теплопроводности

$$\forall \boldsymbol{x}^{(j_m)} \in D_m^{(j_m)}, \quad j_m = \overline{1, N_m}:$$

$$\rho(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T) c_p(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial t} = L_{j_m} T + q_{\mathrm{v}_{j_m}}(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T, t); \tag{5.4.28}$$

$$L_{j_m} T = \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_m)}} \left[\lambda(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_m)}} \right]; \tag{5.4.29}$$

$$\forall j_m = \overline{1, N_m}:$$

$$\lambda(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{n}^{(j_m)}} \bigg|_{\boldsymbol{x}^{(j_m)} \in (\Gamma_{m2}^{j_m} \cap (\Gamma_{m2}^{j_m})_{\mathrm{ext}})} = q_{\mathrm{ext}}^{(j_m)}; \tag{5.4.30}$$

$$(\forall \boldsymbol{x}^{(j_m)} \in D_m^{(j_m)} \wedge \forall \boldsymbol{x}^{(i_m)} \in D_m^{(i_m)}), \quad i_m \neq j_m, \quad i_m = \overline{1, N_m^{(i_m)}}, \quad j_m = \overline{1, N_m^{(j_m)}}:$$

$$c_m(\boldsymbol{x}^{(j_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial t} \bigg|_{\boldsymbol{x}^{(j_m)} \in (\Gamma_m^{j_m} \cap \Gamma_m^{j_m})} = \sum_{i_m=1}^{N_m^{i_m}} \left[\lambda(\boldsymbol{x}^{(i_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial t} \bigg|_{\boldsymbol{x}^{(j_m)} \in (\Gamma_m^{j_m} \cap \Gamma_m^{j_m})} + (q_{\mathrm{cont}})_{i_m, j_m} \right]; \tag{5.4.31}$$

$$\forall \alpha = \overline{1, N_\alpha};$$

$$c_m(x^{(\alpha)}, T) \frac{\partial T_\alpha}{\partial t} = \sum_{j_m=1}^{N_m} \lambda(x^{(j_m)}, T) \frac{\partial T}{\partial x^{(j_m)}} \bigg|_{\boldsymbol{x}^{(j_m)} \in (\Gamma_m^{j_m} \cap D^{(\alpha)})} + q_{v_\alpha}(x^{(\alpha)}, T, t), \tag{5.4.32}$$

теплообмена между которыми считаются заданными. Известен эффективный метод решения этой задачи, заключающийся в своеобразном упрощении тепловой модели. Так, при рассмотрении теплового состояния произвольного элемента рассматриваемой системы исходную тепловую модель, состоящую из N уравнений, заменяют моделью из двух уравнений. Первое из них описывает тепловое состояние выделенного элемента, а второе — тепловое состояние некоторого эффективного тела, аналога всех остальных элементов рассматриваемой системы. Важный аспект использования подобных упрощенных моделей — возможность получения аналитического решения.

Практически во всех реализациях тепловых моделей данного уровня общим является ярко выраженный проектный характер, что позволяет их использовать в качестве одного из составных элементов ММ расчета проектных параметров рассматриваемого КА как технической системы.

Рассмотрим тепловые модели второго уровня. Нестационарный тепловой режим каждого элемента конструкции в тепловых моделях второго уровня описывают уравнениями энергии. Тепловое состояние сосредоточенных элементов — уравнениями нестационарного теплового баланса, а тепловой режим распределенных элементов — в общем случае многомерными уравнениями теплопроводности

где $\boldsymbol{x}$ — векторная координата; j_m, m — индексы элементов конструкции; D — область определения задачи; ρ — плотность; T — температура; c_p — теплоемкость; q_{v} — распределенные источники тепла; t — время; λ — теплопроводность; n — нормаль к поверхности; Γ — граница области определения задачи; q_{ext} — внешние источники тепла; c_m — массовая теплоемкость; q_{cont} — контактный тепловой поток; α — индекс сосредоточенного элемента контрукции; x — скалярная координата.

Данная система уравнений моделирует тепловое состояние конструкции КА, а также тех его систем, тепловое состояние которых может моделироваться уравнением или системой уравнений теплопроводности (5.4.27) соответствующей размерности или обыкновенным дифференциальным уравнением (системой уравнений) вида (5.4.32). Помимо теплопроводных и контактных связей между соответствующими элементами в этой модели все другие виды теплообмена между элементами и окружающей средой учитываются заданием соответствующей функции источника и граничными условиями. Тепловые связи между элементами должны учитывать все виды теплообмена.

Таким образом, правильная формализация тепловых связей — важный аспект разработки тепловой модели данного уровня, так

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

как точность описания связей во многом определяет точность модели в целом.

Тепловой режим различных типов РБ КА, экспедиционных модулей, ряда автоматических КА и других аппаратов наряду с внешними источниками тепла и внутренними тепловыделениями во многом характеризуется тепловым состоянием различных рабочих тел, обеспечивающих функционирование КА. В зависимости от физических свойств жидкостей, геометрических параметров соответствующих объемов и/или магистралей, параметров движения, интенсивности теплообмена, наличия фазовых переходов и т.д. при исследовании теплового состояния этих рабочих тел применяют соответствующие гипотезы и приближения, которые обосновывают необходимость использования той или иной ММ.

Однако на данном уровне полное математическое моделирование данных теплофизических процессов, как правило, не применяют, а используют для определения параметров процессов достаточно простые, в основном критериальные или функциональные, соотношения. Данные соотношения имеют либо экспериментальное, либо теоретическое подтверждение и позволяют получить данные о параметрах рассматриваемых процессов с приемлемой для определения теплового состояния КА степенью точности.

Таким образом, основной проблемой использования математических тепловых моделей данного уровня является разработка алгоритмов решения систем многомерных уравнений теплопроводности в общем случае (в распределенных элементах тепловой модели) и уравнений теплового баланса (в сосредоточенных элементах), которые определяют вид модели и характер теплового взаимодействия элементов. Решение данных систем должно дополняться расчетом внешнего теплового нагружения, различных внутренних источников, моделированием теплового режима теплоносителей и т. д.

Иными словами, модели второго уровня можно рассматривать как инструмент, предназначенный для достаточно полного исследования теплового режима КА, т.е. эти модели могут быть с успехом использованы при проектировании различных КА и их конструкций с учетом достаточно тонких процессов, а также для проведения проверочных теоретических исследований в конструкциях в тех случаях, когда точность применяемых моделей оказывается приемлемой.

При составлении моделей первого и второго уровней широко используют функциональные зависимости для построения тепловых связей между элементами. Эти зависимости имеют экспериментальное обоснование. Если подтверждение не является строгим, то для использования той или иной функциональной зависимости в задачах теплового проектирования необходимо провести дополнительные экспериментальные или теоретические исследования.

Модели третьего уровня отличаются от второго тем, что используемое в них математическое описание теплофизических процессов должно отражать их физическую сущность как можно полнее. В то же время отдельные процессы должны быть достаточно строго и обоснованно объединены в рамках единой тепловой модели рассматриваемой системы.

Подобная задача чрезвычайно трудоемка как в методическом плане, так и с точки зрения ее реализации с помощью средств вычислительной техники. Поэтому в настоящее время модели третьего уровня применяют для математического моделирования тонких теплофизических процессов в системах в целях проведения поверочных исследований, уточняющих физику изучаемых явлений. Примером могут служить теоретические исследования процессов термогравитационной конвекции, многофазных течений теплоносителей и т.д.

Другим не менее важным направлением применения моделей третьего уровня является целенаправленное исследование различных теплофизических процессов в целях получения количественных характеристик процессов корреляционных зависимостей, обобщающих основные параметры процессов. Данные зависимости могут быть использованы в моделях первого и второго уровней при расчете соответствующих тепловых связей, коэффициентов теплообмена и т.д.

Сравнивая между собой модели первого, второго и третьего уровней, необходимо отметить следующее. Модели первого и второго уровня носят ярко выраженный проектировочный характер, т.е. могут быть непосредственно применены при разработке математического обеспечения теплового проектирования. Модели третьего уровня целесообразно использовать для проведения поверочных расчетов. Однако при моделировании теплофизических процессов, экспериментальная информация по которым отсутствует, модели третьего уровня применяются в качестве проектировочных.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Модели каждого уровня должны быть открытыми, т.е. их математическая формализация должна позволять подключать дополнительные блоки, описывающие тот или иной теплофизический процесс или уточняющие тепловые связи между элементами. Кроме того, математический аппарат, логика связей, библиотека программ должны обеспечивать при необходимости объединение моделей разных уровней при исследовании теплового режима конкретного КА или его отдельной системы.

Структурная модель теплового режима КА

Тепловое состояние любого объекта космической техники определяют [6, 8] его назначение, состав систем и оборудования, компоновочное решение, характер теплового взаимодействия с окружающей средой, энерговыделения в системах и агрегатах, теплофизические характеристики конструкционных, теплозащитных материалов, компонентов топлива, различных рабочих тел и т.д.

Для проведения комплексного анализа теплового состояния КА целесообразно использовать методологию исследования технических систем [7]. В результате функциональной и элементной декомпозиции технической системы она может быть представлена как объединение отдельных элементов, т.е. агрегатов, устройств, конструкции, рабочих тел и т.д. и функциональных связей между ними (конструктивными, технологическими, тепловыми, электрическими и др.). Это позволяет представить математическую модель теплового режима КА в виде объединения тепловых моделей его элементов и функциональных связей между ними, включая модели теплофизических процессов в рабочих телах и компонентах топлива, процессов теплового взаимодействия между устройствами, агрегатами и конструктивными элементами, воздействия окружающей среды и т.д. [9, 11, 12].

В частности, при формировании модели теплового режима космического РБ с ЖРД (рис. 5.4.7) целесообразно рассмотреть тепло-

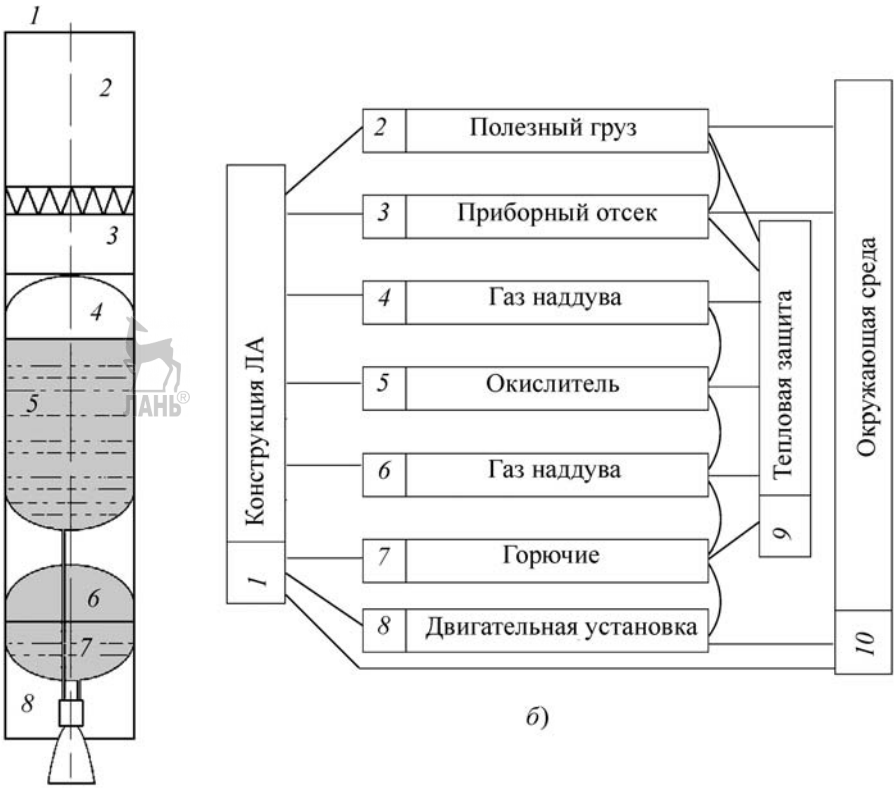


Рис. 5.4.7. Модель теплового режима космического разгонного блока с ЖРД:
а — компоновочная схема; *б* — структура тепловых связей

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

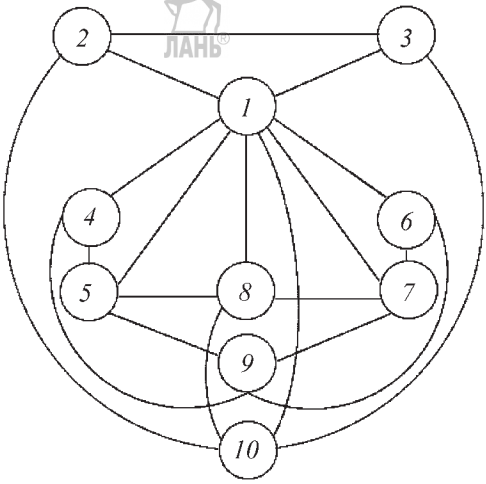


Рис. 5.4.8. Обобщенная тепловая модель космического разгонного блока с ЖРД. Тепловые модели: *1* — конструкции; *2* — полезного груза; *3* — приборного отсека; *4* — газа наддува окислителя; *5* — окислителя; *6* — газа наддува горючего; *7* — горючего; *8* — модели ДУ; *9* — тепловой защиты теплового отсека; *10* — окружающей среды

вые модели конструкции *1* полезного груза *2*, приборного отсека компонентов топлива — окислителя *5*, горючего *7* и соответствующих газов наддува *4* и *6*, а также тепловые модели ДУ *8*, тепловой защиты топливного отсека *9* и окружающей среды *10*.

Анализируя тепловую обобщенную модель данного аппарата (рис. 5.4.8), можно отметить, что тепловое состояние РБ во многом определяется тепловым взаимодействием между его элементами. К ним относятся конструкция, компоненты топлива, газы наддува, ДУ, магистральные трубопроводы. Из этих элементов выделим конструкцию КА как элемент, тепловое состояние которого во многом характеризует тепловой режим аппарата. Это обусловлено тем, что конструкция находится в непосредственном взаимодействии со всеми рассматриваемыми элементами.

Под обобщенной тепловой моделью аппарата [8] понимаем совокупность тепловых моделей выделенных элементов, схему и структуру действующих между элементами тепловых связей, а также структуру взаимодействия элементов с окружающей средой. На рис. 5.4.8 представлен граф обобщенной тепловой модели этого аппарата, вершинам которого соответствуют тепловые модели выделенных систем и агрегатов, а ребрам — функциональные связи между ними. Данный граф позволяет отобразить степень детализации тепловой модели.

Исследование теплового режима КА представляет собой комплексное моделирование теплового состояния выделенных в тепловой модели элементов при заданном внешнем тепловом нагружении, известной структуре теплового взаимодействия элементов и заданной циклограмме работы его систем.

Возможны два подхода к решению данной задачи. *Первый* заключается в структурном поэтапном моделировании теплового режима выделенных элементов, тепловых связей между ними и воздействия окружающей среды. *Второй* основан на параллельном моделировании теплового режима всех элементов, их внутреннего взаимодействия и внешнего теплового нагружения.

Второй способ представляется более естественным. Однако его реализация основана на использовании мощных многопроцессорных комплексов, которые в настоящее время еще не получили в нашей стране широкого распространения. Поэтому рассмотрим процесс обобщенного моделирования на примере структурного моделирования теплового режима выделенных элементов ЛА.

Под структурным моделированием будем понимать последовательное моделирование при достаточно полном и точном учете факторов взаимовлияния отдельных элементов (структур) тепловой модели, выделенных в процессе декомпозиции обобщенной тепловой модели.

Представим структурную тепловую модель космического РБ с ЖРД в виде графа (рис. 5.4.9). Согласно декомпозиционному принципу построения модели теплового режима образуем этот граф на базе совокупности графов тепловых моделей отдельных элементов. Ввиду того, что граф обобщенной структурной модели — объединение графов тепловых моделей элементов, в общем случае он не является связанным.

Граф структурной тепловой модели аппарата (см. рис. 5.4.8) включает графы: *1* — тепловой модели конструкции; *2* — полезного груза; *3* — приборного отсека; *4* — газа наддува бака окислителя; *5* — окислителя; *6* — газа наддува бака горючего; *7* — горючего; *8* — ДУ;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

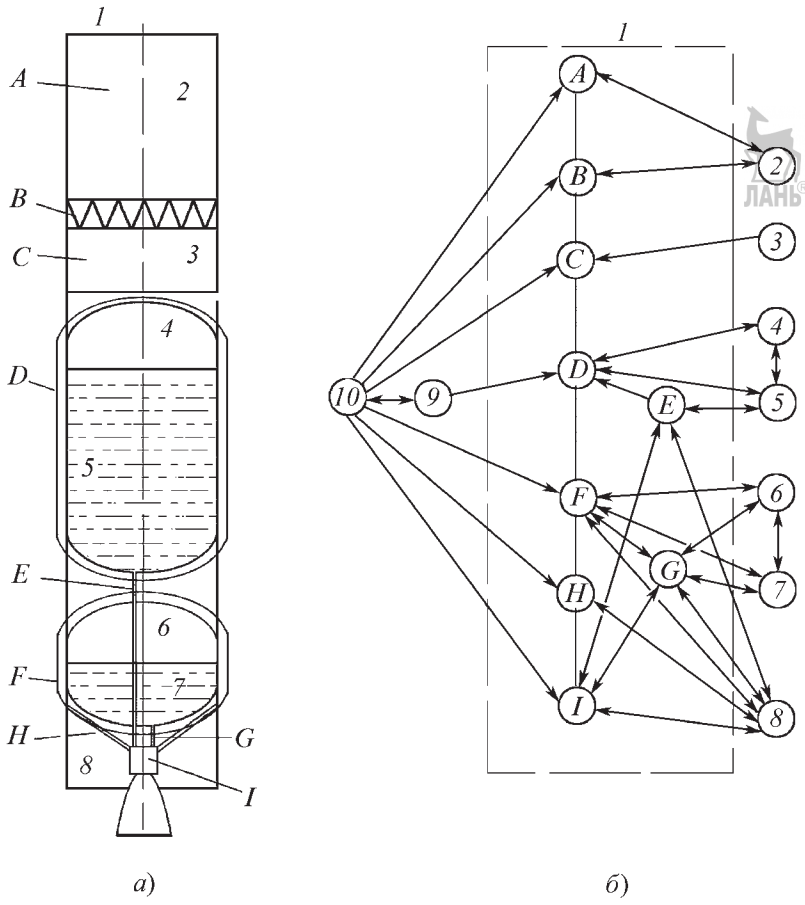


Рис. 5.4.9. Граф структурной тепловой модели космического разгонного блока с ЖРД:
a — компоновочная схема; *б* — графы тепловой модели; *a* — корпус отсека полезного груза; *b* — адаптер полного груза; *c* — корпус приборного отсека; *d* — бак окислителя; *e* — магистральный трубопровод подачи окислителя; *f* — бак горючего; *g* — магистральный трубопровод подачи горючего; *h* — ферма крепления двигателя; *i* — конструкция двигателя

9 — тепловой защиты компонентов топлива; *10* — модели окружающей среды.

Перейдем к более подробному анализу рассматриваемой структурной тепловой модели.

Граф I моделирует тепловое состояние конструкции аппарата и имеет достаточно разветвленную структуру. Учитывая, что в данном случае конструкция аппарата во многом определяет его тепловой режим (имеющихся на его борту различных систем, агрегатов, рабочих тел и т.д.), при построении обобщенной структурной тепловой модели аппарата тепловая модель конструкции рассматривается как базовая.

Конструкцию ЛА можно представить в виде совокупности сосредоточенных и распределенных элементов. К числу сосредоточенных элементов будем относить элементы, имеющие однородную в пределах объема температуру. К распределенным отнесем элементы, для которых характерно существенное изменение температуры в пределах их объема, что обусловлено тепловым воздействием соседних элементов, а также различными внешними и внутренними тепловыми источниками.

Исходя из сделанных замечаний, тепловой режим конструкции ЛА может быть представлен следующей системой уравнений:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\forall \boldsymbol{x}^{(j_2)} \in D_{m2}^{(j_2)}, \quad j_2 = \overline{1, N_{m2}}:$$
$$\rho(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) c_p(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) \frac{\partial T}{\partial t} = L_{j_2} T + q_{v_{j_2}}(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T, t); \tag{5.4.33}$$

$$L_{j_2} T = \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_2)}} \left[\lambda(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_2)}} \right]; \tag{5.4.34}$$

$$T(\boldsymbol{x}^{(j_2)})\Big|_{t=0} = T_0(\boldsymbol{x}^{(j_2)}); \tag{5.4.35}$$

$$\varepsilon(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) \lambda(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) \frac{\partial T}{\partial n}\Big|_{\boldsymbol{x}^{(j_2)} \in (\Gamma_{m2}^{(j_2)} \cap (\Gamma_{m2}^{(j_2)})_{\text{ext}})} = q_{\text{ext}}^{(j_2)}; \tag{5.4.36}$$

$$\sum_{j_2=1}^{N_{m2}} \sum_{\eta=1}^{N_{m2}} \varepsilon(\boldsymbol{x}^{(j_2)}) \lambda(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{n}^{(j_2)}}\Big|_{\boldsymbol{x}^{(j_2)}, \boldsymbol{x}^{(\eta 2)} \in (\Gamma_{m2}^{(j_2)} \cap (\Gamma_{m2}^{(\eta 2)})} = 0; \tag{5.4.37}$$

$$\varepsilon(\boldsymbol{x}^{(j_2)}) = \begin{cases} +1, & \boldsymbol{x}^{(j_2)} = \boldsymbol{x}_0^{(j_2)}; \\ -1, & \boldsymbol{x}^{(j_2)} = \boldsymbol{X}^{(j_2)}; \end{cases} \tag{5.4.38}$$

$$\forall \boldsymbol{x}^{(j_1)} \in D_{m1}^{(j_1)}, \quad j_1 = \overline{1, N_{m1}}:$$
$$\rho(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T) c_p(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T) \frac{\partial T}{\partial t} = L_{j_1} T + q_{v_{j_2}}(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T, t) + \sum_{j_2=1}^{N_{m2}} \lambda(\boldsymbol{x}^{(j_2)}, T) S(\boldsymbol{x}^{(j_2)}) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{n}^{(j_2)}}\Big|_{\boldsymbol{x}^{(j_2)} \in (\Gamma_{m2}^{(j_2)} \cap D_{m1}^{(j_1)})}; \tag{5.4.39}$$

$$L_{j_1} T = \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_1)}} \left[\lambda(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T) \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{x}^{(j_1)}} \right]; \tag{5.4.40}$$

$$T(\boldsymbol{x}^{(j_1)})\Big|_{t=0} = T_0(\boldsymbol{x}^{(j_1)}); \tag{5.4.41}$$

$$\varepsilon(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T) \lambda(\boldsymbol{x}^{(j_1)}, T) \frac{\partial T}{\partial x^{j1}}\Big|_{\boldsymbol{x}^{(j_1)} \in (\Gamma^{(j_1)} \cap \Gamma_{\text{ext}}^{(j_1)})} = q_{\text{ext}}^{(j_1)}; \tag{5.4.42}$$

где

$$\varepsilon(\boldsymbol{x}^{(j_1)}) = \begin{cases} +1, & \boldsymbol{x}^{(j_1)} = \boldsymbol{x}_0^{(j_1)}; \\ -1, & \boldsymbol{x}^{(j_1)} = \boldsymbol{X}^{(j_1)}; \end{cases} \tag{5.4.43}$$

или

$$T(\boldsymbol{x}^{(j_1)})\Big|_{\boldsymbol{x}^{(j_1)} \in \Gamma_{\text{ext}}^{(j_1)}} = T_{\text{ext}}(\boldsymbol{x}^{(j_1)}); \tag{5.4.44}$$

$$\forall x^{(\alpha)} \in D_{m0}^{(\alpha)}, \quad \alpha = \overline{1, N_{m0}^{(\alpha)}}:$$
$$c_m^{(\alpha)} \frac{\partial T^{(\alpha)}}{\partial t} = \tag{5.4.45}$$
$$= \sum_{j_1}^{N_{m1}^{(\alpha)}} \lambda(x^{(j_1)}, T, t) \frac{\partial T}{\partial x^{(j_1)}}\Big|_{x^{(j_1)} \in (\Gamma_{m1}^{(j_1)} \cap D_{m0}^{(\alpha)})} + Q_{V_\alpha};$$

$$T^{(\alpha)}|_{t=0} = T_0^{(\alpha)}, \tag{5.4.46}$$

где j_1, j_2, j_3 — размерности уравнения теплопроводности; θ_{V_α} — тепловыделение в сосредоточенном элементе.

Необходимо отметить, что функции источника в (5.4.33), (5.4.39), (5.4.44) моделируют внешнее тепловое нагружение, действующее на ЛА, а также тепловое воздействие на конструкцию аппарата всех элементов, включенных в обобщенную тепловую модель. Решение этой системы уравнений может быть получено при известных функциях источника $q_v(\boldsymbol{x}_j, T, t)$, $q_v(x_j, T, t)$, $Q_{V\alpha}$, которые могут быть представлены в виде функциональных зависимостей, если тепловое взаимодействие между элементами слабо зависит от температуры конструкции ЛА и теплового состояния остальных его элементов. В противном случае процесс структурного моделирования теплового режима конструкции аппарата необходимо организовать таким образом, чтобы всесторонне учесть тепловое влияние всех элементов обобщенной модели ЛА [10, 11–13].

Рассмотрим графы II и III. Они представляют модели сложных теплофизических процессов в конструктивных элементах и различных системах приборного отсека и полезного груза. В силу сложностей внутренних связей и характера теплового взаимодействия между элементами рассматриваемых отсеков внутренняя структура данных моделей в обобщен-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ной тепловой модели ЛА не раскрывается, а фиксируется лишь факт их включения в обобщенную модель и структура внешних тепловых связей. Поэтому графы II и III — вырожденные, т.е. состоят из одной вершины.

В общем виде ПО и ПГ представляют собой совокупность конструктивных элементов, устройств и агрегатов (оборудования — eq), находящихся в состоянии кондуктивного (cond), конвективного (conv) и радиационного (R) взаимодействия как между собой, так и с корпусом отсека. Представим тепловую модель каждого из рассматриваемых отсеков следующим образом:

Рассмотрим графы IV, V, VI и VII. Они представляют модели теплофизических процессов в компонентах топлива, в газовых подушках баков, а также в магистральных трубопроводах. В общем виде эти процессы записываются уравнениями Навье–Стокса, с помощью которых определяются:

пространственное распределение температуры жидкости и газа в баке;

изменение температуры жидкости по длине магистрального трубопровода;

кинематические параметры движения жидкости и газа.

$$\forall x^{(\alpha_{eq})} \in D_{eq},\ \alpha_{eq} = \overline{1, N_{eq}}:$$

$$\rho^{(\alpha_{eq})} C^{(\alpha_{eq})} \frac{\partial T^{(\alpha_{eq})}}{\partial t} = \sum_{\beta_{eq}=1}^{N_{eq}} (q_{cond}^{(\alpha_{eq})} + q_{conv}^{(\alpha_{eq})} + q_{R}^{(\alpha_{eq})}) + q^{(\alpha_{eq})} + \sum_{j_{hc}=1}^{N_{hc}^{(\alpha_{eq})}} [(C_p \dot{m})_{j_{hc}} (T_{in} - T_{out})_{j_{hc}}]; \quad (5.4.47)$$

$$\forall x^{(j_{hc})} \in D_{hc}^{(\alpha_{eq})},\ j_{hc} = \overline{1, N_{hc}^{(\alpha_{eq})}}:$$

$$\sum_{\alpha_{eq}=1}^{N_{eq}} \sum_{j_{hc}=1}^{N_{hc}^{(\alpha_{eq})}} \dot{m}_{j_{hc}} = 0; \quad (5.4.48)$$

$$\sum_{j_{hc}^{(heat)}=1}^{N_{hc}^{(\alpha_{eq})}} (C_p \dot{m})_{hc}^{(heat)} (T_{in} - T_{out})_{hc}^{(heat)} - \sum_{j_{hc}^{(cold)}=1}^{N_{hc}^{(\alpha_{eq})}} (C_p \dot{m})_{hc}^{(cold)} (T_{in} - T_{out})_{hc}^{(cold)} = 0; \quad (5.4.49)$$

$$(p_{in} - \Delta p - p_{out})_{j_{hc}}^{(\alpha_{eq})} = 0; \quad (5.4.50)$$

$$(i_{in} - \Delta i - i_{out})_{j_{hc}}^{(\alpha_{eq})} = 0; \quad (5.4.51)$$

$$\forall x^{(\alpha_R)} \in D_R^{(\alpha_{eq})},\ \alpha_R == \overline{1, N_R^{(\alpha_{eq})}}:$$

$$(C_p \dot{m})_{\alpha_R} (T_{in} - T_{out})_{\alpha_R} = F_{\alpha_R} \varepsilon_{\alpha_R} \delta T_{\alpha_R}^4, \quad (5.4.52)$$

где q_R — радиационный тепловой поток; $\dot{m}$ — секундный массовый расход теплоносителя; j_{hc} — индекс тепловыделяющего элемента; T_{in} — температура теплоносителя на входе; T_{out} — температура теплоносителя на выходе; p_{in} — давление на входе; p_{out} — давление на выходе; Δp — перепад давления; F_{α_R} — площадь внешней поверхности или радиатора; ε_{α_R} — коэффициент черноты теплообменной поверхности; σ — постоянная Больцмана.

Здесь (5.4.47) представляет уравнение энергии для каждого α_{eq}-го элемента модели; (5.4.48) — уравнение баланса расходов; (5.4.48) — модель теплообменных аппаратов; (5.4.49) — уравнение гидравлического баланса для каждого j_{hc}-го теплоносителя; (5.4.50) — уравнение изменения теплосодержания j_{hc}-го теплоносителя в α_{eq}-м элементе; (5.4.51) — модель радиационного теплообменника. Индекс hc обозначает «heat capacity» (тепловой аккумулятор).

В некоторых случаях система уравнений Навье–Стокса должна быть дополнена уравнениями, описывающими процессы фазовых переходов при кипении компонентов топлива, а также характеризующими взаимодействие с ними газов наддува. Граничные условия для этих уравнений — внешний теплоподвод или температура конструкции баков и трубопроводов. В силу того, что компоненты обладают большой теплоемкостью, их тепловое состояние во многом определяет тепловой режим топливного отсека рассматриваемого аппарата.

В силу сложности моделирование внутрибаковых процессов в полной постановке представляет собой самостоятельную проблему, требующую значительных усилий исследователя, соответствующих ресурсов и затрат машинного времени. Поэтому в задачах структурного моделирования теплового режима то-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

пливных отсеков нередко используют упрощенные постановки задачи — моделируют внутрибаковые тепломассообменные процессы в приближении пограничного слоя или при определении параметров теплообмена используют критериальные зависимости типа $\mathrm{Nu} = f(\mathrm{Gr}, \mathrm{Pr})$, $\mathrm{Nu} = f(\mathrm{Gr}, \mathrm{Pr}, \mathrm{Kn})$, полученные ранее в результате «точного» математического моделирования внутрибаковых тепломассообменных процессов или в процессе натурного эксперимента).

Перейдем к анализу графа VIII. Он представляет тепловую модель ДУ. Данная модель отображает тепломассообменные процессы в рубашке охлаждения двигателя, в трубопроводах, агрегатах системы подачи, конструктивных элементах и т.д. Кроме того, эта модель обычно дополняется моделью процессов горения компонентов топлива и истечения их из сопла в целях определения интенсивности радиационного теплового потока от факела ДУ. Входная информация при анализе модели — расход и температура топлива, выходная — температура агрегатов, устройств и конструкции, а также параметры излучения факела ДУ.

Граф IX моделирует в данном случае внешний теплоподвод к баку окислителя через теплоизоляцию. Тепловая модель теплоизоляции представляет собой модель сложного радиационно-кондуктивного теплообмена в системе пространственных экранов с учетом проставок, перфорации, остаточных газовых включений и переменного теплового воздействия на поверхности.

На начальных этапах разработки аппаратов нередко пользуются упрощенной постановкой, базирующейся на законе Фурье и понятии эффективного коэффициента теплопроводности изоляции $(\lambda_{\mathrm{ti}})_{\mathrm{ef}}$. При более точных расчетах необходимо учитывать перенос тепла по слоям изоляции, в зоне различных крепежных элементов, термомостов и т.д. Необходимо отметить, что теплоизоляция как основной элемент тепловой защиты объектов космической техники от внешних (и других) воздействий наносится практически на все отсеки, агрегаты и устройства аппарата.

Внешнее тепловое нагружение (граф II), действующее на конструкцию КА в рамках данной постановки задачи, моделируется тепловыми источниками в (5.4.33), (5.4.39), (5.4.44) граничными условиями (5.4.36), (5.4.37), (5.4.41), (5.4.42), а также условиями теплового сопряжения в (5.4.37) и в (5.4.39), (5.4.44).

В данной работе содержание модели воздействия окружающей среды не раскрывается, фиксируется лишь факт ее включения в обобщенную модель. Однако в целом модель окружающей среды должна обеспечивать расчет внешнего теплового нагружения в широких диапазонах условий: стартовой позиции, атмосферного участка полета аппарата, внеатмосферных активных и пассивных участков полета.

Таким образом, в процессе структурного моделирования каждая из рассмотренных тепловых моделей основных элементов ЛА позволяет определить тепловой режим этих элементов при известных граничных условиях, т.е. при известном тепловом взаимодействии между данными элементами.

Информация о тепловом взаимодействии может быть априори задана, если результаты анализа теплового режима этих элементов можно представить в виде функциональных зависимостей. В противном случае процесс структурного моделирования будет представлять последовательный итерационный анализ теплового режима каждого элемента в целях определения параметров их теплового режима.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Тихонов А.Н., Самарский А.А.** Уравнения математической физики: учеб. пособие для университетов. М.: Наука. 1972. 735 с.

2. **Алифанов О.М.** Идентификация процессов теплообмена летательных аппаратов (введение в теорию обратных задач теплообмена). М.: Машиностроение, 1979. С. 216.

3. **Алифанов О.М.** Обратные задачи теплообмена. М.: Машиностроение, 1988. С. 280.

4. **Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В.** Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплопроводности. М.: Наука, 1988. 288 с.

5. **Панкратов Б.М., Хохулин В.С., Дронов В.П., Колесников А.В.** Моделирование и отработка тепловых режимов летательных аппаратов. М.: Изд. МАИ, 1989. 228 с.

6. **Алифанов О.М., Вабишевич П.Н., Михайлов В.В. и др.** Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем. М.: Логос, 2001. 400 с.

7. **Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К.** Взаимодействие материалов с газовыми потоками / под ред. В.С. Зуева. М.: Машиностроение, 1976. 224 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

8. **Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др.** Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

9. **Воеводин А.Ф., Шугрин С.М.** Численные методы расчета одномерных систем. Новосибирск: Наука СО, 1981. 208 с.

10. **Хохулин В.С.** Принципы формирования алгоритмического и программного обеспечения комбинаторного моделирования теплового режима объектов космической техники // Инженерно-физический журнал. 2000. Т. 73, № 1. С. 90–100.

11. **Хохулин В.С.** Комбинаторный анализ теплового режима космических конструкций в одномерном приближении // Тр. Второй нац. конф. по теплообмену. 1998. Т. 1. С. 169–172.

12. **Хохулин В.С.** Модификационный метод «скелетных» структур в задачах моделирования теплового режима конструкций // Тепловое проектирование систем: сб. науч. тр. М.: МАИ, 1990. С. 40–48.

13. **Хохулин В.С.** Универсальный алгоритм решения задач математического моделирования теплового режима конструкций в одномерном приближении // Инженерно-физический журнал. 1989. Т. 56, № 4. С. 668–675.

Глава 5.5

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

5.5.1. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Баллистические ракеты (*БР*) имеют ряд специфических особенностей, которые существенны в решении задач их устойчивости и управляемости, а также касаются как технического облика объектов, так и характера их движения.

БР имеют обычно массогеометрическую осевую симметрию и представляют собой ЛА, количество топлива на борту которых может достигать величины 80 % от общей массы и более, причем жидкости в топливных баках имеют свободные поверхности. Жидкое топливо в баках колеблется в широких диапазонах частот, частично совпадающих с полосой пропускания частот автомата стабилизации. При неблагоприятных соотношениях между фазовыми характеристиками колебаний топлива в баках и автомата стабилизации, а также недостаточном демпфировании возможно возникновение неустойчивых колебаний как топлива в баках, так и ЛА в целом. Таким образом, задача обеспечения устойчивости движения объекта существенно усложняется, так как ее решение сопряжено с необходимостью выполнения условий устойчивости колебаний жидкостей во всех топливных баках.

Особенностью технического облика БР является относительно большая гибкость корпуса в целом и его многих элементов, обусловленная применением тонкостенных конструкций. Характерные частоты упругих колебаний конструкций частично совпадают с полосой пропускания частот автомата стабилизации, что может привести к появлению неустойчивых колебаний упругого корпуса и ЛА в целом.

Возникновение данных колебаний происходит следующим образом. Случайно возникшие упругие колебания корпуса (изгибные и крутильные) воспринимаются датчиками автомата стабилизации, в контуре которого появляются сигналы рассогласования в соответствии с которыми органы управления отрабатывают ложные команды на движение ЛА. Если работа управляющих сил превышает работу диссипативных за период колебаний, то случайно возникшие колебания будут неустойчивыми.

Сложность решения задачи об устойчивости БР определяется также возможностью взаимодействия колебаний упругого корпуса с колебаниями топлива в баках. Случайно возникшие продольные колебания БР вызывают продольные колебания упругого корпуса, жидкостей в баках и расходных магистралях, вследствие чего возникают колебания тяги двигателя. Эти колебания при определенных условиях также могут носить неустойчивый характер.

БР являются маломаневренными объектами, так как действующие на них поперечные перегрузки невелики, однако продольные перегрузки могут достигать значительных величин ($n_x = 5...7$).

На активных участках траектории движение БР существенно нестационарно из-за интенсивного изменения по времени массы, моментов инерции, центровки, скорости, скоростного напора и аэродинамических нагрузок. В некоторых случаях это может существенно повлиять на методы и средства обеспечения устойчивости.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

На движение БР оказывают влияние нелинейности конструкции объекта, связанные с нелинейностью демпфирующих сил при колебаниях жидкости в баках и упругих колебаниях, а также в СУ.

Характерная особенность движения БР состоит в том, что оно представляет собой суперпозицию двух движений: невозмущенного движения и движения, имеющего характер малых колебаний относительно программного. Величина характерного времени малых колебаний такова, что в течение этого времени параметры невозмущенного движения изменяются мало. Данное обстоятельство дает принципиальную возможность линеаризации уравнений движения БР.

В дальнейшем невозмущенное движение отождествляется с программным движением, которое реализуется при упрощениях, характерных для задач внешней баллистики, номинальных значениях параметров БР, отсутствии возмущающих факторов и в условиях стандартной атмосферы.

Возмущенным движением будем называть движение, которое характеризуется разностями между параметрами истинного и невозмущенного движений. Предполагается, что данные разности представляют собой малые величины в том смысле, что можно пренебречь вторыми и более высокими степенями этих разностей, а также их производными по времени.

В дальнейшем считаем, что задача управления решена, параметры невозмущенного движения известны, а устойчивость движения БР отождествляется с устойчивостью возмущенного движения.

При решении задачи устойчивости БР могут быть представлены в виде следующих физических моделей в зависимости от характеристик и взаимного расположения спектров частот колебаний ракеты как твердого тела, топлива в баках и упругого корпуса:

1. Абсолютно жесткие объекты, спектры частот колебаний топлива в баках располагаются вне полосы пропускания частот автомата стабилизации.

2. Абсолютно жесткие объекты с баками, заполненными жидким топливом, спектры частот колебаний топлива частично совпадают с полосой пропускания автомата стабилизации.

3. Упругие объекты, топливо «заморожено», спектр частот упругих колебаний корпуса частично совпадает с полосой пропускания частот автомата стабилизации.

4. Упругие объекты с баками, заполненными жидким топливом, спектры частот колебаний топлива и упругих колебаний корпуса частично совпадают с полосой пропускания частот автомата стабилизации.

Вид той или иной физической модели определяется особенностями конструкции БР, их массовыми и жесткостными характеристиками и типом решаемой задачи.

В дальнейшем основное внимание уделяют исследованию устойчивости БР при раздельном учете подвижности топлива в баке и упругости конструкции (2-я и 3-я физические модели). Это соответствует тому, что частоты колебаний БР как абсолютно жесткого тела со стабилизирующим устройством ниже первых частот поперечных колебаний жидкости в топливных баках, которые, в свою очередь, обычно ниже частот упругих поперечных колебаний корпуса и не пересекаются с ними. Такой подход позволяет существенно упростить математические модели движения БР и методы исследования устойчивости. Результаты исследований представляются в данном случае более наглядно. Однако при исследовании устойчивости продольного движения колебания топлива в баках невозможно отделить от упругих колебаний корпуса, в данном случае применяется физическая модель 4.

Полосу пропускания частот автомата стабилизации, как и двигателя, определяют фильтрующие свойства рулевых машин и ДУ. В случае превышения верхней границы полосы система корпус БР–автомат стабилизации–ДУ размыкается, колебания жидкости и упругие колебания корпуса становятся независимыми от колебаний корпуса БР как абсолютно жесткого тела.

Во всех последующих исследованиях полагаем, что и автомат стабилизации, и ДУ вместе с топливоподающими магистралями имеют собственную динамическую устойчивость.

Исследования устойчивости производят в следующей последовательности.

Вначале на основе используемой физической модели строят математическую модель возмущенного движения БР. Построение математической модели включает составление следующих уравнений:

движения жидкостей в топливных баках;

колебаний упругого корпуса, в состав которого входят баки с топливом;

автомата стабилизации и ДУ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

движения самих БР с раздельным или совместным учетом как упругости корпуса, так и колебаний топлива в баках.

Динамические характеристики БР, в том числе частоты и формы собственных колебаний топлива в баках и упругого корпуса, декременты колебаний, присоединенные массы и моменты инерции и ряд других собственных характеристик определяют и уточняют с помощью расчетных и экспериментальных методов.

В соответствии с полученной математической моделью исследуют устойчивость движения БР в плоскостях стабилизации с использованием алгебраических и частотных критериев устойчивости. По результатам этих исследований в случае необходимости производят корректировку параметров БР и автомата стабилизации. На поздних этапах проектирования устойчивость БР изучают с использованием реальной аппаратуры.

Рассмотрим комплекс вопросов, связанных с построением уравнений возмущенного движения БР в поперечном относительно корпуса БР направлении (в плоскости тангажа или рыскания) с учетом подвижности топлива в баках, а затем — упругости корпуса. С помощью полученных уравнений движения исследуем вопросы устойчивости поперечных колебаний БР. После этого построим уравнения движения по крену и продольного возмущенного движения, затем рассмотрим устойчивость по крену и продольных колебаний БР.

Системы координат

При исследовании устойчивости движения БР используют стартовую и связанную системы координат.

Стартовая и связанная системы координат представлены на рис. 5.5.1. Начало стартовой системы координат неподвижно связано с точкой старта. Ось AY системы направлена по местной вертикали от центра Земли, ось AX расположена в плоскости стрельбы и направлена в сторону движения БР, а ось AZ — таким образом, чтобы система координат была правой. В дальнейшем стартовая система координат в течение времени активного участка считается инерциальной.

Начало связанной системы координат помещают в центр масс объекта. Ось Cx системы координат направлена по оси симметрии объекта, которая является одной из главных осей инерции, а оси Cy и Cz — по другим главным осям инерции объекта. Связанная система координат также принимается правой. При построении математической модели возмущенного движения БР приходится принимать во внимание различие в положении связанной системы координат в возмущенном и невозмущенном движениях.

Для определенности считаем, что на старте начала стартовой и связанной систем координат совпадают: связанные оси Cx и Cy совпадают со стартовыми осями AY и AX соответственно, но Cy направлена в противоположную сторону.

Расположение связанной системы координат относительно стартовой определяется тремя линейными и тремя угловыми координатами.

Для определения угловых координат совмещают начала стартовой и связанной систем координат. Угол ϑ между осью AX и плоскостью CxZ называют углом тангажа, угол Ψ между осью Cx и плоскостью AXY — углом рыскания, угол γ между осью Cy и линией пересечения плоскостей Cyz и AXY — углом крена. Углы тангажа, рыскания и крена изображены на рис. 5.5.2.

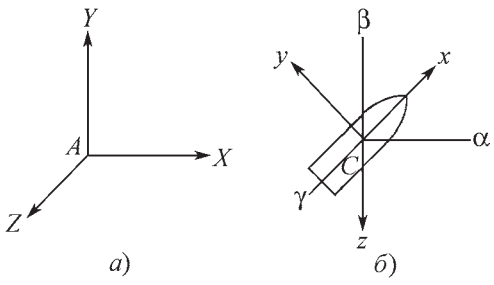


Рис. 5.5.1. Стартовая (*а*) и связанная (*б*) системы координат

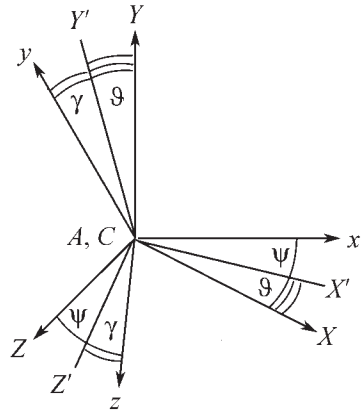


Рис. 5.5.2. Углы тангажа, рыскания и крена

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

5.5.2. ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ПОПЕРЕЧНЫХ КОЛЕБАНИЙ БР. ОСНОВНЫЕ ДОПУЩЕНИЯ

При построении уравнений возмущенного движения БР принимаются следующие допущения относительно физических свойств и характера движения жидкостей в баках и упругого корпуса:

1. Жидкости в топливных баках несжимаемы, реализуемые в топливных баках давления и скорости движения жидкостей сравнительно малы, эффектами сжимаемости в жидкости можно пренебречь.

2. Жидкости в топливных баках идеальны, топливо представляет собой в основном маловязкие жидкости, влияние вязкости проявляется главным образом в пристеночном слое, но это влияние мало́ и им пренебрегают.

3. Движение жидкостей в баках безвихревое, отсутствие вихрей в известной степени подтверждается теоремой Лагранжа, которая формулируется следующим образом. Если в начальный момент времени в стартовой системе координат движение жидкости в баках является безвихревым, то оно останется таковым и в последующее время при выполнении условий баротропности жидкости и потенциальности поля массовых сил, действующих на жидкость. В начальный момент времени жидкость в баках находится в состоянии покоя, т.е. вихрей нет. Условия баротропности и потенциальности массовых сил обычно выполняются. Во время полета БР в идеальной жидкости вихревое движение не может возникнуть.

4. Амплитуды колебания свободных поверхностей жидкостей в баках малы по сравнению с характерным размером топливных полостей. В качестве характерного размера может быть принят радиус невозмущенной свободной поверхности жидкости. Принимаются также малыми производные по времени и пространственным координатам от амплитуд колебаний свободных поверхностей. Малость колебаний жидкостей в баках подтверждают непосредственные наблюдения движения жидкостей в процессе летных испытаний. Малость колебаний делает возможным линеаризовать постановку задачи о движении топлива в баке.

Обозначения параметров бака с жидкостью представлены на рис. 5.5.3. На рисунке V_j — объем топлива в баке, имеющем номер j; S_j — поверхность днища и стенок бака, контактирующая с жидкостью; σ_j — невозмущенная свободная поверхность жидкости; σ_j^* — возмущенная свободная поверхность жидкости; f_j — амплитуда колебаний свободной поверхности жидкости, зависящая от времени t и координат y, z. Индекс j изменяется в пределах от 1 до N, где N — число баков на БР.

5. Невозмущенная свободная поверхность жидкости в баке нормальна к продольной оси симметрии бака. Это соответствует предположению, что поперечная перегрузка, действующая на топливо в баках БР, пренебрежимо мала по сравнению с продольной.

6. Корпус БР представляет собой либо осесимметричное, либо имеющее две взаимно перпендикулярные плоскости симметрии упругое тело с расположенными внутри него жидкими полостями.

7. Корпус БР представляет собой упругую балку, деформации которой характеризуются соответствующими уравнениями сопротивления материалов. Так как корпус имеет осевую симметрию или, по крайней мере, две взаимно перпендикулярные плоскости симметрии, колебания изгиба, растяжения/сжатия и кручения считаются не зависимыми друг от друга. Предполагается, что при поперечной деформации корпуса выполняется гипотеза плоских сечений.

8. Упругие колебания корпуса малы по сравнению с характерным размером поперечного сечения корпуса, что дает возможность построения линейной математической модели упругих колебаний.

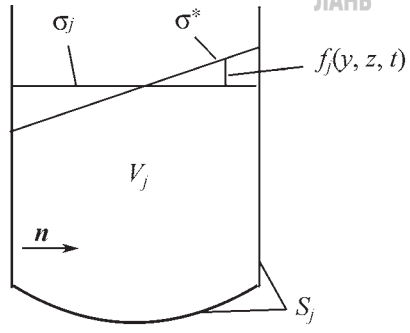


Рис. 5.5.3. Обозначения параметров бака с жидкостью

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Определение потенциалов перемещений жидкости в баках. Давление в баках с жидкостью

При построении математической модели движения жидкости в баке предполагают, что конструкция бака абсолютно жесткая.

Примем, что $\mathbf{v}_j$ — скорость частиц жидкости в баке, измеренная в системе координат $C\alpha\beta\gamma$, начало которой совмещено с началом связанной системы координат, а оси параллельны соответствующим осям стартовой системы координат (рис. 5.5.1).

Условие потенциальности движения жидкости запишется в виде равенства

$$\mathbf{v}_j = \operatorname{grad} \Phi_j,$$

где Φ_j — потенциал скоростей жидких частиц.

Из условия несжимаемости жидкости следует, что $\operatorname{div} \mathbf{v}_j = 0$. Таким образом, потенциал скоростей жидких частиц будет удовлетворять уравнению Лапласа

$$\operatorname{div} \operatorname{grad} \Phi_j = 0. \qquad (5.5.1)$$

Между потенциалом перемещений φ жидких частиц и потенциалом скоростей Φ имеет место соотношение

$$\Phi_j = \frac{\partial \varphi_j}{\partial t}. \qquad (5.5.2)$$

Ускорения $\boldsymbol{w}_j$ частиц жидкости в системе координат $C\alpha\beta\gamma$ с точностью до малых второго порядка определятся равенством $\boldsymbol{w}_j = \operatorname{grad} \dfrac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}$; формулы для расчета скоростей и ускорений жидких частиц в стартовой системе координат будут иметь следующий вид:

$$\mathbf{v}_{aj} = \mathbf{v}_o + \operatorname{grad} \frac{\partial \varphi_j}{\partial t}; \quad \boldsymbol{w}_{aj} = \boldsymbol{w}_o + \operatorname{grad} \frac{\partial^2 \varphi_j}{\partial t^2},$$

где величины $\mathbf{v}_o$, $\boldsymbol{w}_o$ представляют собой скорость и ускорение начала связанной системы координат соответственно, измеренные в стартовой системе координат.

Согласно (5.5.1), (5.5.2) потенциал перемещений жидких частиц также должен удовлетворять уравнению Лапласа:

$$\operatorname{div} \operatorname{grad} \varphi_j = 0 \text{ в объеме } V_j. \qquad (5.5.3)$$

Граничные условия к уравнению Лапласа определяются на поверхностях S_j и σ_j, ограничивающих объем жидкости V_j.

Граничное условие на поверхности контакта жидкости со стенками и днищем бака определяют исходя из того, что жидкие частицы, находящиеся на стенках и днище бака, не имеют составляющей скорости по нормали к поверхности бака, так как в противном случае в объеме жидкости возникнут вихри, что противоречит допущению о потенциальности движения жидкости. Согласно этому граничное условие на поверхности S_j запишется в следующем виде:

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial t \partial n} = \boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{n}) \text{ на } S_j, \qquad (5.5.4)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ — вектор угловой скорости объекта, $\boldsymbol{r}$ — радиус-вектор жидких частиц, находящихся на поверхности S_j; $\boldsymbol{n}$ — нормаль.

Граничное условие на свободной поверхности жидкости определяют исходя из того, что жидкие частицы на свободной поверхности не имеют составляющей скорости по нормали к свободной поверхности в соответствии с допущением о потенциальности движения жидкости и условием безотрывности ее движения на свободной поверхности. Граничное условие на поверхности σ_j имеет вид:

$$\frac{\partial^2 \varphi_j}{\partial t \partial n} = \boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{n}) + \frac{\partial f_j}{\partial t} \text{ на } \sigma_j. \qquad (5.5.5)$$

Таким образом, потенциал φ перемещений жидкости в баке находят путем решения краевой задачи, включающей уравнение (5.5.3) и граничные условия (5.5.4), (5.5.5).

Произведем расщепление потенциала скоростей жидких частиц на два потенциала.

Будем рассматривать еще один потенциал ψ, удовлетворяющий уравнению Лапласа:

$$\operatorname{div} \operatorname{grad} \psi_j = 0 \text{ в объеме } V_j,$$

и граничным условиям:

$$\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на } S_j \text{ и } \frac{\partial \psi_j}{\partial n} = f_j \text{ на } \sigma_j.$$

Физический смысл потенциала ψ определится далее.

Потенциал скоростей жидких частиц имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \varphi_j}{\partial n} = \omega \times \boldsymbol{\Phi}_j + \frac{\partial \psi_j}{\partial t}, \qquad (5.5.6)$$

где $\boldsymbol{\Phi}_j$ — некоторая векторная функция, смысл которой будет определен ниже.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Подставим (5.5.6) в уравнения краевой задачи, определяющей потенциал перемещений φ. С учетом краевой задачи для потенциала ψ получим, что векторная функция Φ удовлетворяет краевой задаче:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\Phi_j = 0 \text{ в объеме } V_j,$$
$$\frac{\partial \Phi_j}{\partial n} = \boldsymbol{r}\times\boldsymbol{n} \text{ на поверхности } S_j + \sigma_j.$$

Примем, что $\boldsymbol{\omega} = 0$, тогда из (5.5.6) следует, что $\varphi_j = \psi_j$ при надлежащем выборе константы интегрирования. Таким образом, потенциал ψ_j представляет собой потенциал перемещений жидкости, порождаемый колебаниями ее свободной поверхности.

Примем, что свободная поверхность жидкости не колеблется, т.е. $f_j = 0$. Тогда $\frac{\partial \varphi_j}{\partial t} = \boldsymbol{\omega}\boldsymbol{\Phi}_j$, т.е. вектор $\boldsymbol{\Phi}_j$ определяет потенциал скоростей, возникающих в результате вращения топливного бака с жидкостью при неизменной геометрической форме граничной поверхности жидкости.

Получим соотношения, с помощью которых определим давление в баках с жидкостью.

Используя уравнение гидростатики и применяя к нему известный принцип Даламбера, представим уравнение движения жидкости в топливном баке в следующем виде:

$$\operatorname{grad} p_j = \rho_j(\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_{oj}),$$

где p — давление в жидкости, ρ — плотность жидкости, $\boldsymbol{g}$ — ускорение силы тяжести.

Выражая абсолютное ускорение жидких частиц через потенциал перемещений φ_j, получим:

$$\operatorname{grad} p_j = \rho_j\left(\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_o - \operatorname{grad}\frac{\partial^2 \varphi_j}{\partial t^2}\right).$$

Так как согласно принятым допущениям массовые силы, действующие на жидкость, имеют потенциал, уравнение движения жидкости интегрируется в конечном виде. Его решение определяется равенством

$$p_j - \rho_j(\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_o) + \rho_j\frac{\partial^2 \varphi_j}{\partial t^2} = c_j(t),$$

где $c_j(t)$ — произвольная постоянная, зависящая от времени.

В соответствии с (5.5.6) формула для давления имеет следующий вид:

$$p_j = p_{0j} - \rho_j\frac{\partial^2 \psi_j}{\partial t^2},$$

где $p_{oj} = -\rho_j\left[(\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g})\boldsymbol{r} + \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right] + c_j(t).$

Произвольная постоянная $c(t)$ определяется исходя из того, что на поверхности σ_j давление близко к давлению наддува p_n. Из этого следует:

$$\iint_{\sigma_j}(p_{oj} - p_n)ds = 0.$$

Используя это условие, получим:

$$p_{oj} = -\rho_j\left[(\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g})(\boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}_j) + \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right] + p_n,$$

где $\boldsymbol{r}_j$ — расстояние от центра масс объекта до геометрического центра свободной поверхности жидкости в баке, имеющем номер j.

Составим краевую задачу, с помощью которой можно однозначно определить потенциал перемещений ψ_j.

Краевая задача для нахождения потенциала ψ_j, полученная ранее:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\psi_j = 0 \text{ в объеме } V_j,$$
$$\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на } S_j,\ \frac{\partial \psi_j}{\partial n} = f_j \text{ на } \sigma_j,$$

не может быть использована для определения потенциала ψ_j, так как содержит две неизвестные функции: ψ_j и f_j. Для исключения лишней функции, например f_j, используется условие $p_j = p_n$ на возмущенной свободной поверхности σ_j^*. Перенося данное условие на невозмущенную свободную поверхность σ_j и отбрасывая малые второго порядка и выше, получим соотношение

$$p_n = p_j + \frac{\partial p_j}{\partial x}f_j \text{ на } \sigma_j. \qquad (5.5.7)$$

В этом соотношении производная $\frac{\partial p_j}{\partial x}$ заменяется на производную $\frac{\partial p_{oj}}{\partial x}$, которую с точностью до малых первого порядка можно определить по формуле

$$\frac{\partial p_{oj}}{\partial x} = -\rho_j(w_{ox} - g_x).$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Выражения для p_j и $\frac{\partial p_{oj}}{\partial x}$ подставляют в (5.5.7), в результате последнее соотношение примет следующий вид:

$$p_n = p_{oj} - \rho_j \frac{\partial^2 \psi_j}{\partial t^2} - \rho_j (w_{ox} - g_x) f_j.$$

С помощью этого соотношения в краевой задаче для определения потенциала ψ_j исключают функцию f_j, а сама краевая задача формулируется следующим образом:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\psi_j = 0 \text{ в объеме } V_j,$$

$$\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на поверхности } S_j,$$

$$\frac{\partial^2 \psi_j}{\partial t^2} + (w_{ox} - g_x)\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = \frac{p_{oj} - p_n}{\rho_j} \text{ на поверхности } \sigma_j.$$

Собственные колебания жидкостей в баках определяются путем решения краевой задачи для потенциала ψ при отсутствии возмущений, действующих на жидкость:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\psi_j = 0 \text{ в области } V_j,$$

$$\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на поверхности } S_j,$$

$$\frac{\partial^2 \psi_j}{\partial t^2} + (w_{ox} - g_x)\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на поверхности } \sigma_j.$$

Согласно методу разделения переменных потенциал ψ_j представляется в виде равенства

$$\psi_j(x, y, z, t) = \beta_j(t)\theta_j(x, y, z).$$

Подставив его в уравнения краевой задачи для потенциала ψ, получим краевую задачу для потенциала $\theta_j(x, y, z)$:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\theta_j = 0 \text{ в области } V_j,$$

$$\frac{\partial \theta_j}{\partial n} = 0 \text{ на поверхности } S_j,$$

$$\frac{\partial \theta_j}{\partial n} = \lambda_j \theta_j \text{ на поверхности } \sigma_j,$$

где λ_j — собственное значение;

и дифференциальное уравнение для нахождения функции $\beta_j(t)$:

$$\frac{d^2 \beta_j}{dt^2} + \lambda_j (w_{ox} - g_x)\beta_j = 0.$$

Краевая задача для потенциала $\theta_j(x, y, z)$ имеет нетривиальные решения θ_k, $k = 1, 2, \ldots$, функции θ_k именуют собственными функциями, числа λ_k — собственными значениями.

Из уравнения для функции $\beta_j(t)$ следует, что

$$\lambda_k (w_{ox} - g_x) = \omega_k^2, \; k = 1, 2, \ldots$$

где ω_k — последовательность частот собственных колебаний жидкости в баке.

В краевой задаче для функции θ_j нахождение собственных значений и функций для различных геометрических конфигураций топливных баков возможно только с помощью приближенных численных методов. Имеется достаточно большое количество источников, в которых описывают методы решения соответствующих краевых задач: вариационные методы Ритца, Трефтца, метод длинных волн и другие, а также результаты расчетов [2–4]. Однако для жидких полостей в форме прямого кругового цилиндра, в виде прямого параллелепипеда, половины сферы и некоторых других возможны решения в квадратурах.

Для жидкой полости в форме прямого кругового цилиндра часто́ты ω_k собственных поперечных колебаний жидкости и формы F_j собственных колебаний свободной поверхности жидкости определяются формулами:

$$\omega_k = \sqrt{\frac{\nu_k}{R}(w_{ox} - g_x)\operatorname{th}\frac{\nu_k H}{R}}, \; k = 1, 2, \ldots;$$

$$F_k(r) = C_k \frac{\nu_k}{R} \operatorname{sh}\frac{\nu_k H}{R} J_1\left(\frac{\nu_k r}{R}\right), \; k = 1, 2, \ldots,$$

в которых r — полярная координата в плоскости свободной поверхности жидкости, C_k — произвольные постоянные.

Наряду с теоретическими методами определения частот и форм собственных колебаний жидкости широко используют экспериментальные методы, которые дают возможность определения характеристик собственных колебаний для любых геометрических конфигураций жидких полостей, не поддающихся теоретическому анализу. Кроме того, экспериментальные методы дают возможность оценки достоверности результатов, полученных расчетными методами.

Существуют два основных метода определения частот и форм собственных колебаний жидкости — вынужденных и свободных колебаний. *Первый* метод основан на возбуждении колебаний жидкости в резонансном режиме, собственные частоты и формы отождествляют с резонансными частотами и формами колеба-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

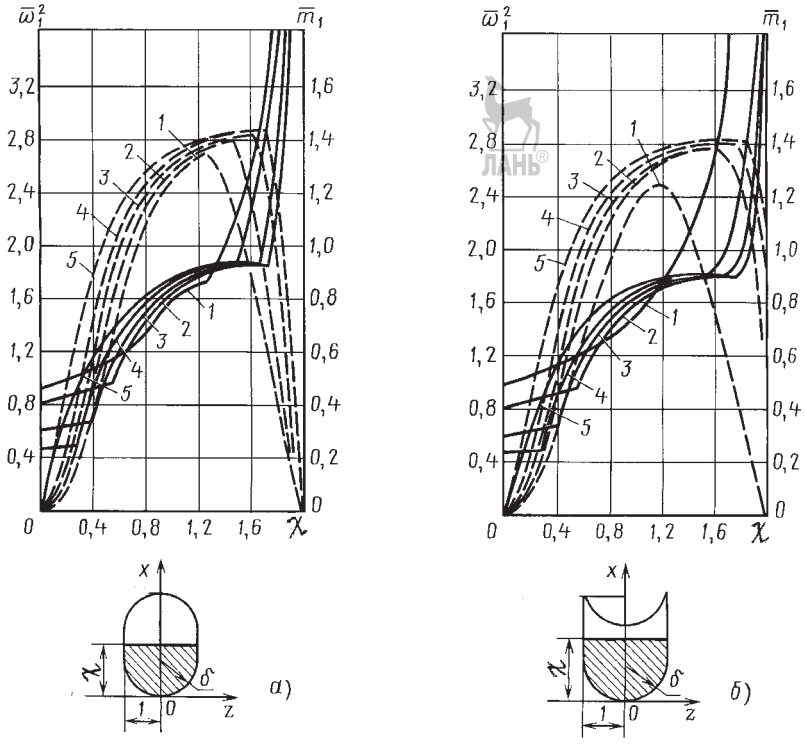


Рис. 5.5.4. Зависимости безразмерных собственных частот $\bar{\omega}_1$ и приведенных масс $\bar{m}_1$ первого тона собственных колебаний от уровня жидкости $\chi = \frac{H}{R}$ в цилиндрических баках:

а — выпуклые верхнее и нижнее днища; *б* — вогнутое верхнее и выпуклое нижнее днища; *в* — выпуклое верхнее и вогнутое нижнее днища; m_1 — – –; $\bar{\omega}_1^2$ ——; 1, 2, 3, 4, 5 — δ = 1,05; 1,2; 1,6; 2; ∞

ний, *второй* — на возбуждении колебаний жидкости путем задания начальных условий. При этом частоты и формы собственных колебаний определяют по свободным колебаниям жидкости.

На рис. 5.5.4–5.5.7 представлены заимствованные из [5] зависимости безразмерных собственных частот и приведенных масс первого тона собственных колебаний от уровня жидкости в баках различной геометрической конфигурации. Первая безразмерная частота $\bar{\omega}_k$ связана с частотой собственных колебаний жидкости соотношением $\omega_1^2 = \frac{w_{ox} - g_x}{R} \bar{\omega}_1^2$, пер-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

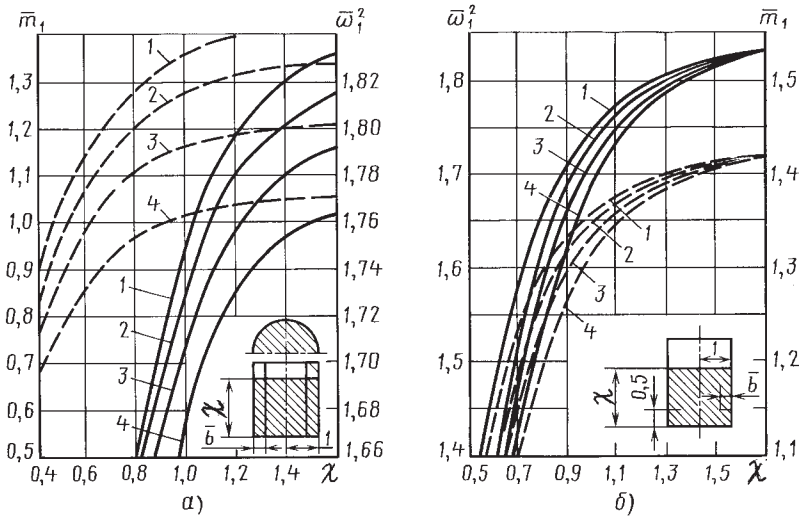


Рис. 5.5.5. Зависимости безразмерных собственных частот $\bar{\omega}_1$ и приведенных масс $\bar{m}_1$ первого тона собственных колебаний от уровня жидкости в цилиндрических баках с ребрами:
а — радиальные ребра; *б* — кольцевое ребро

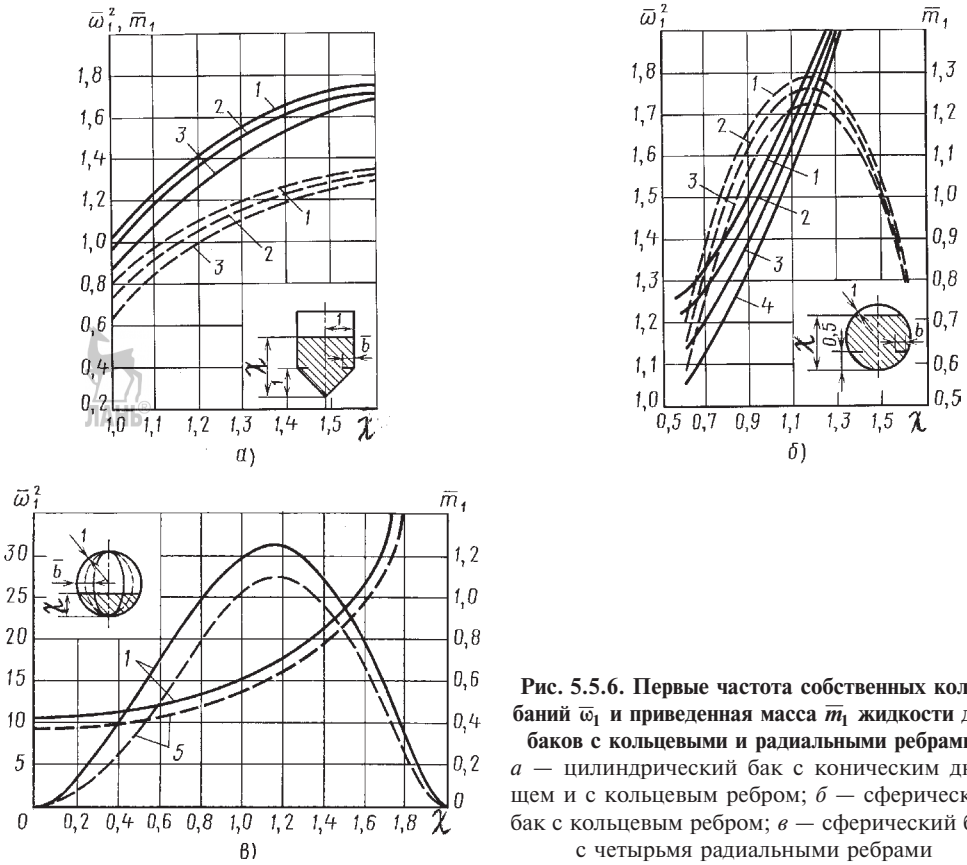


Рис. 5.5.6. Первые частота собственных колебаний $\bar{\omega}_1$ и приведенная масса $\bar{m}_1$ жидкости для баков с кольцевыми и радиальными ребрами:
а — цилиндрический бак с коническим днищем и с кольцевым ребром; *б* — сферический бак с кольцевым ребром; *в* — сферический бак с четырьмя радиальными ребрами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

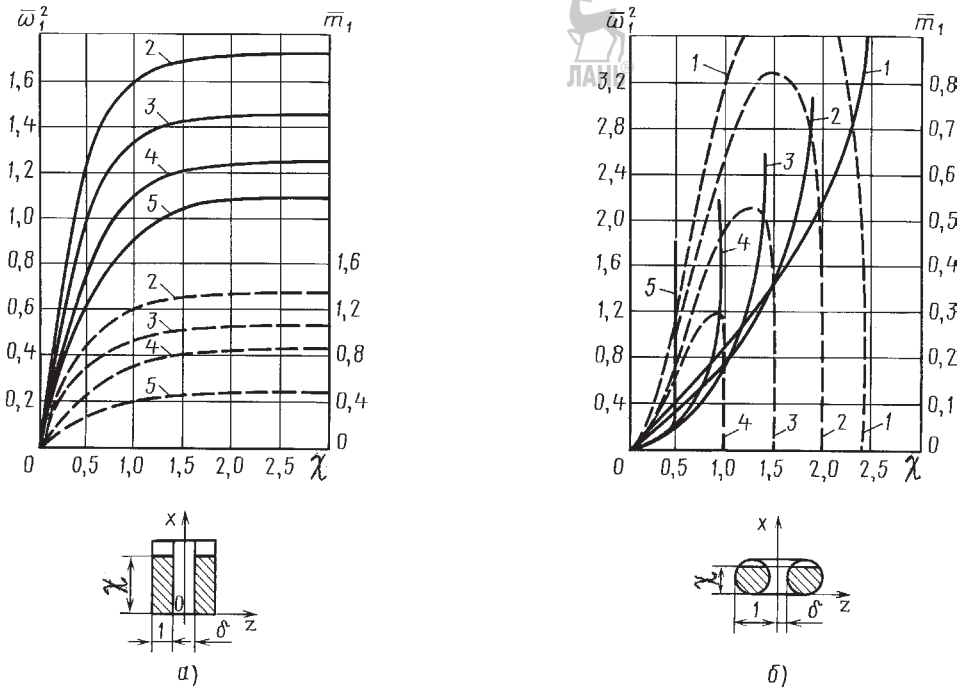


Рис. 5.5.7. Первые частота собственных колебаний $\bar\omega_1$ и приведенная масса $\bar m_1$ жидкости для баков в форме двухсвязных полостей:
а — соосные цилиндры; *б* — тор; *в* — соосные сферы

вые приведенные массы $\bar m_1$ жидкости в баках представляют собой относительные массы жидкости, колеблющиеся в баке с первой собственной частотой $\bar m_1 = \dfrac{m_1}{m^0 + m}$, где m^0 — масса «сухой» конструкции.

Вынужденные колебания жидкого топлива в баке вызываются кажущимся ускорением $\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g}$ и угловым ускорением $\dfrac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}$ объекта. Соответствующая краевая задача имеет вид:

$$\operatorname{div}\operatorname{grad}\psi_j = 0 \text{ в области } V_j; \qquad (5.5.8)$$

$$\frac{\partial\psi_j}{\partial n} = 0 \text{ на } S_j;$$

$$\frac{\partial^2\psi_j}{\partial t^2} + (w_{ox} - g_x)\frac{\partial\psi_j}{\partial n} = G_j(x,y,z,t) \text{ на } \sigma_j,$$

где $G_j = -(\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g})(\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_j) - \dfrac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j.$

Для решения краевой задачи функцию G_j раскладывают в ряд по формам F_j^l собственных колебаний свободной поверхности жидкости:

$$G_j = \sum_{l=1}^{\infty} c_j^l(t) F_j^l(x, y, z).$$

Обе части этого равенства умножают на F_j^k и интегрируют по поверхности σ_j, из полученного соотношения находят неизвестные коэффициенты $c_j^l(t)$. Функция G_j принимает следующий вид:

$$G_j = \sum_{k=1}^{\infty} \frac{\iint\limits_{\sigma_j} G_j F_j^k ds}{\iint\limits_{\sigma_j} (F_j^k)^2 ds} F_j^k.$$

Решение краевой задачи, описывающее вынужденные колебания жидкости в баке, имеет вид ряда:

$$\psi = \sum_{k=1}^{\infty} \beta_k(t) \theta_k(x, y, z); \quad k = 1, 2, \ldots,$$

где θ_k — собственные функции краевой задачи определения собственных колебаний жидкости в баке.

Разложения для функций G_j, ψ последовательно подставляют в основное уравнение краевой задачи (5.5.8), в граничные условия на стенках и днище бака, а также на свободной поверхности жидкости, в результате чего для функций получаем бесконечную систему обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d^2\beta_k}{dt^2} + \omega_k^2 \beta_k - \lambda_k \frac{\iint\limits_{\sigma_j} G_j F_j^k ds}{\iint\limits_{\sigma_j} (F_j^k)^2 ds} = 0, \quad k = 1, 2, \ldots.$$

До сих пор при анализе колебаний жидкостей в баках предполагалось, что жидкости идеальны, но в действительности все реальные жидкости обладают вязкостью, и в массе жидкости и тонком пристеночном слое будет происходить рассеивание энергии колебаний жидкости.

Демпфирование в жидкости оценивают следующими характеристиками: логарифмическим декрементом колебаний $\delta = \frac{\Delta E}{2E}$, коэффициентом поглощения $\Psi = \frac{\Delta E}{E}$, коэффициентами демпфирования ξ, который связан с логарифмическим декрементом колебаний δ соотношением $\xi = \frac{\delta \omega_k}{\pi}$, и коэффициентом относительного демпфирования $\bar{\xi} = \frac{\xi}{\omega_k}$. В приведенных формулах E — полная энергия колеблющейся жидкости, ΔE — энергия, рассеянная за период колебаний.

Коэффициент относительного демпфирования связан с декрементом колебаний как $\bar{\xi} = \frac{\delta}{\pi}$. Приведенные соотношения справедливы при условии малости демпфирования, т.е. в том случае, когда $\xi << \omega_k$.

Для бака с гладкими внутренними стенками зависимость коэффициента демпфирования от амплитуды колебаний проявляется слабо.

Для топливных баков простых геометрических конфигураций рассеяние энергии колебаний жидкости в тонком пристеночном пограничном слое возможно оценить расчетным путем [5]. Так, логарифмический декремент колебаний жидкости в баке, имеющем форму прямого кругового цилиндра, рассчитывают по формуле:

$$\delta_n = \frac{\pi}{\sqrt{2\,\mathrm{Re}}} \left(\frac{\chi_n^2 + 1}{\chi_n^2 - 1} + \frac{2\chi_n (1 - \bar{h})}{\mathrm{sh}(2\chi_n \bar{h})} \right),$$

где $\mathrm{Re} = \frac{\omega_n R_o^2}{\nu}$ — число Рейнольдса для n-го тона колебаний жидкости; χ_n — корни уравнения $\frac{dJ_m(\chi)}{d\chi} = 0$, $m = 0, 1, \ldots$; J_m — функция Бесселя 1-го рода, R_o — радиус цилиндрического бака; $\bar{h} = \frac{h}{R_o}$ — относительная глубина жидкости в баке.

Первые четыре корня χ_n имеют следующие значения:

$$\chi_1 = 1{,}841; \ \chi_2 = 5{,}331; \ \chi_3 = 8{,}536; \ \chi_4 = 11{,}71.$$

В случае, если в баке установлены конструктивные элементы в виде ребер и перегородок, энергия колебаний рассеивается как в пограничном слое, так и вследствие срыва вихрей с острых кромок конструктивных элементов. Диссипативные силы носят нелинейный

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

характер, что проявляется в возникновении существенной зависимости характеристик демпфирования от амплитуды колебаний жидкости: чем больше амплитуда колебаний свободной поверхности жидкости, тем больше коэффициент демпфирования. Рассеяние энергии колебаний жидкости при ее динамическом взаимодействии с конструктивными элементами намного превосходит рассеяние энергии в пограничном слое. Однако энергия колебаний, рассеянная за период, составляет малую долю полной энергии колебаний жидкости.

На основе экспериментально-теоретических исследований характеристик гидравлического сопротивления конструктивных элементов бака в виде радиальных и кольцевых ребер установлены полуэмпирические зависимости, с помощью которых возможно рассчитать логарифмические декременты колебаний, соответствующие основному тону колебаний жидкости в цилиндрическом баке.

Если в баке радиуса установлены n равноотстоящих друг от друга ребер одинаковой ширины b, декремент колебаний определяется так [6]:

$$\delta = 0{,}83\left(1+\frac{1{,}84\frac{b}{R_j}}{0{,}138+4{,}6\frac{b}{R_j}}\right)\times$$

$$\times\sum_{i=1}^{N}|\sin\theta_i|^{5/2}\left(\frac{b}{R_j}\right)^{3/2}\left(\frac{f_m}{R_j}\right)^{1/2};$$

где θ_i — угол между плоскостью ребра и плоскостью xCy; f_m — максимальная амплитуда колебаний жидкости на свободной поверхности.

При установке в баке N кольцевых ребер одинаковой ширины b декремент колебаний определяется соотношением [6]:

$$\delta = \Delta\sum_{i=1}^{N} e^{-4{,}6\frac{d_i}{R_j}}\left(\frac{b}{R_j}\right)^{3/2}\left(\frac{f_m}{R_j}\right)^{1/2},$$

где $\Delta = 48{,}5;\ 43{,}4;\ 38{,}1$ для колец шириной $0{,}05R_j$; $0{,}1R_j$; $0{,}2R_j$ соответственно; d_i — расстояние от плоскости кольцевого ребра до невозмущенной свободной поверхности жидкости, измеренное вдоль связанной оси x.

Результаты вычислений декрементов колебаний по приведенным формулам удовлетворительно согласуются с результатами экспериментальных исследований.

Экспериментально характеристики демпфирования определяют методами свободных и вынужденных колебаний. В случае слабого демпфирования декремент колебаний обычно определяется методом свободных колебаний. В иных случаях декремент колебаний целесообразно рассчитывать резонансным методом по ширине резонансного пика. Методы определения характеристик демпфирования колебаний жидкости в баках подробно изложены в [7].

Рассеяние энергии колебаний жидкости будем учитывать путем добавления в уравнения колебаний жидкости членов, пропорциональных первой производной от обобщенного перемещения жидкости. Бесконечная система обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающая колебания жидкости, примет вид:

$$\frac{d^2\beta_k}{dt^2}+\xi_k\frac{d\beta_k}{dt}+\omega_k^2\beta_k-\lambda_k\frac{\iint\limits_{\sigma_j}G_jF_j^k\,ds}{\iint\limits_{\sigma_j}(F_j^k)^2\,ds}=0,\quad k=1,2,\ldots.$$

Уравнения движения БР, учитывающие подвижность топлива. Приведение уравнений движения к обыкновенным дифференциальным уравнениям и их линеаризация

Уравнения сил и моментов выводят на основе принципа «затвердевания», в соответствии с которым уравнения движения БР как объекта переменной массы в произвольный момент времени записывают в форме уравнений движения объекта постоянной массы. В данный момент к нему времени приложены внешние и реактивные силы, а также силы Кориолиса.

Уравнение сил.

Уравнение выводят из условия, что сумма главного вектора массовых сил с учетом фиктивных сил инерции и сил $\boldsymbol{F}$, включающих внешние и реактивные силы, а также силы Кориолиса, равна нулю:

$$\iiint\limits_V(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w})\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\iiint\limits_{V_j}(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w}_{aj})\rho dv+\boldsymbol{F}=0.$$

Абсолютные ускорения частиц упругого корпуса и жидкости в баках с точностью до малых второго порядка определяются соотношениями:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\boldsymbol{w} = \boldsymbol{w}_o + \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \boldsymbol{r};$$

$$\boldsymbol{w}_{aj} = \boldsymbol{w}_o + \operatorname{grad}\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right) + \operatorname{grad}\frac{\partial^2 \psi_j}{\partial t^2}.$$

В соответствии с соотношениями для абсолютных ускорений $\boldsymbol{w}$ и $\boldsymbol{w}_{aj}$ данное уравнение можно привести к следующему виду:

$$(\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_o)\left(\iiint_V \rho dv + \sum_{j=1}^{N} \rho_j \iiint_{V_j} dv\right) - \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\iiint_V \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{g}\rho_j dv -$$

$$-\sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_{V_j} \operatorname{grad}\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right)dv - \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_{V_j} \operatorname{grad}\frac{\partial^2\psi}{\partial t^2}dv + \boldsymbol{F} = 0.$$

Введем обозначения:

$$m = \iiint_V \rho dv + \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_{V_j} dv; \quad \mathbf{A}_j(t) = \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint \operatorname{grad}\psi dv.$$

Здесь величина m представляет собой полную массу БР.

С учетом принятых обозначений уравнение сил примет вид:

$$m(\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_o) - \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\iiint_V \boldsymbol{r}\rho dv - \sum_{j=1}^{N}\rho \iiint_{V_j} \operatorname{grad}\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right)dv -$$

$$-\frac{d^2\boldsymbol{A}_j}{dt^2} + \boldsymbol{F} = 0.$$

Так как начало связанной системы координат располагается в центре масс БР, то

$$-\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\iiint_V \boldsymbol{r}\rho dv - \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_V \operatorname{grad}\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right)dv = 0,$$

уравнение сил с учетом подвижности топлива в баках примет следующую форму:

$$m(\boldsymbol{w}_0 - \boldsymbol{g}) = \boldsymbol{F} - \frac{d\boldsymbol{A}_j}{dt^2}.$$

Интеграл, входящий в выражение вектора $\boldsymbol{A}$, преобразуется следующим образом:

$$\iiint_{V_j} \operatorname{grad}\psi_j dv = \iint_{S_j+\sigma_j} \psi_j n ds =$$

$$= \iint_{S_j+\sigma_j} \psi_j \frac{\partial \boldsymbol{r}}{\partial n} ds = \iint_{S_j+\sigma_j} \boldsymbol{r}\frac{\partial \psi_j}{\partial n} ds = \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{r}\frac{\partial \psi_j}{\partial n} ds,$$

так как на стенках и днище баков потенциал ψ удовлетворяет условию $\frac{\partial \psi_j}{\partial n} = 0$.

Уравнение моментов.

Уравнение моментов может быть получено путем суммирования моментов массовых сил, действующих на корпус и жидкости в баках, фиктивных сил инерции и сил, в состав которых входят аэродинамические моменты и моменты реактивных сил и сил Кориолиса:

$$\iiint_V (\boldsymbol{r} + \boldsymbol{u}) \times (\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_0)\rho dv +$$

$$+\sum_{j=1}^{N}(\boldsymbol{r} + \operatorname{grad}\psi_j) \times (\boldsymbol{g} - \boldsymbol{w}_{aj})\rho_j dv + \boldsymbol{M} = 0.$$

Введем обозначение:

$$\boldsymbol{B}_j(t) = \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_{V_j} \boldsymbol{r} \times \operatorname{grad}\psi_j dv.$$

Так как $\frac{\partial \psi}{\partial n} = 0$ на поверхности S_j и потенциал $\boldsymbol{\Phi}_j$ удовлетворяет условию $\frac{\partial \boldsymbol{\Phi}_j}{\partial n} = \boldsymbol{r} \times \boldsymbol{n}$ на поверхности $S_j + \sigma_j$ топливного бака, то интеграл, входящий в выражение вектора $\boldsymbol{B}_j$, преобразуется следующим образом:

$$\iiint_{V_j} \boldsymbol{r} \times \operatorname{grad}\psi_j dv = \iint_{S_j+\sigma_j} \psi_j(\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{n}) ds = \iint_{S_j+\sigma_j} \psi_j \frac{\partial \boldsymbol{\Phi}}{\partial n} ds =$$

$$= \iint_{S_j+\sigma_j} \boldsymbol{\Phi}_j \frac{\partial \psi_j}{\partial n} ds = \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{\Phi}_j \frac{\partial \psi_j}{\partial n} ds.$$

С учетом принятого обозначения уравнение моментов можно представить в следующем виде:

$$\iiint_V \boldsymbol{r} \times \left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \boldsymbol{r}\right)\rho dv + \sum_{j=1}^{N}\rho_j \iiint_{V_j} \boldsymbol{r} \times \operatorname{grad}\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\right)dv =$$

$$= \boldsymbol{M} - \frac{d^2\boldsymbol{B}_j}{dt^2} - \boldsymbol{A}_j \times (\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g}).$$

После преобразования объемного интеграла по области V_j к поверхностному интегралу по области $S_j + \sigma_j$ с помощью формулы Гаусса–Остроградского, получим:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\iiint_V \boldsymbol{r}\times\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\boldsymbol{r}\right)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\boldsymbol{\Phi}_j\frac{\partial\boldsymbol{\Phi}_j}{\partial n}ds=$$

$$=\boldsymbol{M}-\frac{d^2\boldsymbol{B}_j}{dt^2}-\boldsymbol{A}_j\times(\boldsymbol{w}_o-\boldsymbol{g}).$$

Левая часть этого уравнения представляет собой некоторый вектор, который обозначим через $\boldsymbol{I}$, проекции данного вектора на оси связанной системы координат имеют следующий вид:

$$I_x=J_{xx}\frac{d\omega_x}{dt}+J_{xy}\frac{d\omega_y}{dt}+J_{xz}\frac{d\omega_z}{dt};$$

$$I_y=J_{yx}\frac{d\omega_x}{dt}+J_{yy}\frac{d\omega_y}{dt}+J_{yz}\frac{d\omega_z}{dt};$$

$$I_z=J_{zx}\frac{d\omega_x}{dt}+J_{zy}\frac{d\omega_y}{dt}+J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt}.$$

Здесь величины $J_{\zeta\varepsilon}(\zeta,\varepsilon=x,y,z)$ — моменты инерции БР в связанной системе координат $Cxyz$ и рассчитываются по формулам:

$$J_{xx}=\iiint_V(y^2+z^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jx}\frac{\partial\Phi_{jx}}{\partial n}ds;$$

$$J_{yy}=\iiint_V(x^2+z^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jy}\frac{\partial\Phi_{jy}}{\partial n}ds;$$

$$J_{zz}=\iiint_V(x^2+y^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jz}\frac{\partial\Phi_{jz}}{\partial n}ds;$$

$$J_{xy}=J_{yx}=-\iiint_V xy\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jy}\frac{\partial\Phi_{jx}}{\partial n}ds;$$

$$J_{yz}=J_{zy}=-\iiint_V yz\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jz}\frac{\partial\Phi_{jy}}{\partial n}ds;$$

$$J_{zx}=J_{xz}=-\iiint_V zx\rho dv+\sum_{j=1}^{N}\rho_j\iint_{S_j+\sigma_j}\Phi_{jx}\frac{\partial\Phi_{jz}}{\partial n}ds.$$

Каждая из приведенных формул для расчета моментов инерции состоит из двух частей: первая — определяет момент инерции конструкции БР, вторая — момент инерции заполняющих топливные полости жидкостей, свободные поверхности которых закрыты жесткими невесомыми крышками. Таким образом, для определения моментов инерции необходимо знать величины Φ_{jx}, Φ_{jy}, Φ_{jz}, что требует предварительного решения краевых задач для потенциала $\boldsymbol{\Phi}_j$.

Так как оси связанной системы координат являются главными осями инерции объекта, центробежные моменты инерции J_{xy}, J_{xz}, J_{yz} равны нулю, и уравнение моментов можно представить в следующем виде:

$$J_{xx}\frac{d\omega_x}{dt}\boldsymbol{i}+J_{yy}\frac{d\omega_y}{dt}\boldsymbol{j}+J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt}\boldsymbol{k}=$$

$$=\boldsymbol{M}-\frac{d^2\boldsymbol{B}_j}{dt^2}-\boldsymbol{A}_j\times(\boldsymbol{w}_0-\boldsymbol{g}),$$

где $\boldsymbol{i}$, $\boldsymbol{j}$, $\boldsymbol{k}$ — единичные векторы, направленные по осям x, y, z соответственно связанной системы координат.

Расчет главных моментов инерции БР требует предварительного определения потенциала $\boldsymbol{\Phi}$, называемого потенциалом Жуковского, путем решения соответствующей краевой задачи. В общем случае решение краевой задачи для потенциала $\boldsymbol{\Phi}$ может быть выполнено известными численными методами приближенно, однако для ряда геометрических конфигураций жидких полостей возможно получение решений в конечном виде. Такими полостями являются полости в виде прямого кругового цилиндра, прямого параллелепипеда, половины сферы и ряда других.

Опуская все промежуточные преобразования, запишем расчетные формулы для определения главных моментов инерции для случая, когда жидкие полости представляют собой прямые круговые цилиндры:

$$J_{xx}=\iiint_V(y^2+z^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}m_j(y_j^2+z_j^2);$$

$$J_{yy}=\iiint_V(z^2+x^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}m_j(z_j^2+x_j^2+h_j^2);$$

$$J_{zz}=\iiint_V(x^2+y^2)\rho dv+\sum_{j=1}^{N}m_j(x_j^2+y_j^2+h_j^2),$$

где m_j — масса жидкости в полости; x_j, y_j, z_j — расстояния от центра масс жидкости в полости до центра масс БР по направлениям осей x, y, z связанной системы координат; h_j — радиус инерции жидкости в полости, определяемый формулой:

$$h_j^2=\frac{H^2}{12}-\frac{3R^2}{4}+\frac{16R^3}{H}\sum_{k=1}^{\infty}\frac{\operatorname{th}\frac{\nu_k H}{2R}}{\nu_k^3(\nu_k^2-1)},$$

где H, R — высота и радиус жидкой полости соответственно; ν_k, $k = 1, 2, \ldots$ представляет собой последовательность решений трансцендентного уравнения $\frac{dJ_1}{dr}(r\nu) = 0$ при $r = 1$, $J_1(\nu)$ — функция Бесселя первого порядка первого рода.

Моменты инерции жидкости в полостях сложной геометрической конфигурации определяются также экспериментальным путем.

Приведем уравнения движения БР с жидким топливом к обыкновенным дифференциальным уравнениям и линеаризуем их. Переход от интегродифференциальных уравнений движения БР к обыкновенным дифференциальным уравнениям производится с помощью представления потенциала перемещений ψ жидкости в виде ряда:

$$\psi_j(x, y, z, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \beta_k(t)\theta_k(x, y, z).$$

Подставим ряд в выражения для векторов $\boldsymbol{A}_j$ и $\boldsymbol{B}_j$ и преобразуем их к следующему виду:

$$\boldsymbol{A}_j = \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \rho \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{r} \frac{\partial \theta_k}{\partial n} ds \beta_k = \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \boldsymbol{a}_j \beta_k,$$

где $\boldsymbol{a}_j = \rho_j \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{r} \frac{\partial \theta_k}{\partial n} ds,$

$$\boldsymbol{B}_j = \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \rho_j \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{\Phi}_j \frac{\partial \theta_k}{\partial n} \beta_k = \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \boldsymbol{b} \beta_k,$$

где $\boldsymbol{b} = \rho_j \iint_{\sigma_j} \boldsymbol{\Phi}_j \frac{\partial \theta_k}{\partial n} ds.$

С учетом этих преобразований математическая модель движения БР сведется к уравнениям сил и моментов:

$$m(\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g}) + \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \boldsymbol{a}_j \frac{d^2\beta_k}{dt^2} = \boldsymbol{F},$$

$$J_{xx}\frac{d\omega_x}{dt}\boldsymbol{i} + J_{yy}\frac{d\omega_y}{dt}\boldsymbol{j} + J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt}\boldsymbol{k} +$$

$$+ \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \boldsymbol{b}_j \frac{d^2\beta_k}{dt^2} + \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{\infty} \boldsymbol{a}_j \beta_k \times (\boldsymbol{w}_o - \boldsymbol{g}) = \boldsymbol{M}.$$

Спроектируем полученные уравнения на плоскость тангажа и ограничим ряды по номерам k, удерживая конечное число собственных частот и форм колебаний жидкости в каждом из баков:

$$m(w_{oy} - g_y) + \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} a_{jy}\frac{d^2\beta_k}{dt^2} = F_y,$$

$$J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} + \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} b_{j\vartheta}\frac{d^2\beta_k}{dt^2} - (w_{ox} - g_x)\sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} a_{jy}\beta_k = M_z.$$

Примем обозначение $\mu_{jk} = \iint_{\sigma_j}\left(\frac{\partial\theta_k}{\partial n}\right)^2 ds \frac{1}{\lambda_{jk}}$

на поверхности σ_j и спроектируем векторные уравнения колебаний жидкости на плоскость тангажа:

$$\mu_{jk}\left(\frac{d^2\beta_k}{dt^2} + \xi_k\frac{d\beta_k}{dt} + \omega_k^2\beta_k\right) + a_{jy}(w_{oy} - g_y) + b_{j\vartheta}\frac{d\omega_z}{dt} = 0,$$

$$j = 1, 2, \ldots, N; \quad k = 1, 2, \ldots, Q.$$

Далее линеаризуем уравнения сил и моментов БР и уравнения колебаний жидкостей. Функцию β'_j, характеризующую колебания жидкости в баках в реальном движении, можно представить в виде равенства $\beta'_j = \beta_j + \Delta\beta_j$, в котором функция β_j соответствует программному движению БР, а функция $\Delta\beta_j$ — возмущенному. Считаем, что при переходе от невозмущенного к возмущенному движению коэффициенты a_{jy}, $b_{j\vartheta}$, μ_{jk}, ξ_k, ω_k испытывают пренебрежимо малые изменения. Используя матрицу перехода от возмущенной связанной системы координат к невозмущенной [1], получим уравнения возмущенного движения жидкостей в баках:

$$\mu_{jk}\left(\frac{d^2\Delta\beta_k}{dt^2} + \xi_k\frac{d\Delta\beta_k}{dt} + \omega_k^2\Delta\beta_k\right) + a_{jy}\frac{d^2\Delta Y}{dt^2} + b_{j\vartheta}\frac{d^2\Delta\theta}{dt^2} -$$

$$- a_{jy}(w_{oy} - g_y)\Delta\theta = 0; \; j = 1, \ldots, N; \quad k = 1, \ldots, Q.$$

Повторяя процедуру линеаризации для уравнений движения БР с учетом подвижности жидкостей в баках, получим уравнения возмущенного движения БР по тангажу:

$$m\frac{d^2\Delta Y}{dt^2} + \nu_y\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{yy}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{y\theta}\Delta\vartheta + \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} a_y\frac{d^2\Delta\beta_k}{dt^2} =$$

$$= c_{y\delta}\Delta\delta_\theta + \Delta F_y;$$

$$J_z\frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} + \mu_z\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{\theta y}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{\theta\theta}\Delta\vartheta +$$

$$+ \sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} b_{j\vartheta}\frac{d^2\Delta\beta_k}{dt^2} - (w_{ox} - g_x)\sum_{j=1}^{N}\sum_{k=1}^{Q} a_{jy}\Delta\beta_k =$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$= c_{\theta\delta}\Delta\delta_\theta + \Delta M_z,$$

$$v_y = \frac{c_n^\omega qsl}{v_{cx}} - 2\dot{\mu}x_A;\ c_{yy} = \frac{1}{2}(c_{xo} + c_y^\alpha)\rho s v_{cx};$$

$$c_{y\theta} = -\left(P + \frac{1}{2}c_y^\alpha \rho s v_{cx}^2\right);\ c_{y\delta} = 2P^*;$$

$$\Delta F_y = \Delta m g_y + \sum_{i=1}^{L}\eta_i P_i + c_{yy}v_{By};\ \mu_z = \frac{m_z^\omega qsl^2}{v_{cx}} + \dot{\mu}x_A^2;$$

$$c_{\theta y} = \frac{1}{2}x_F(c_{xo} + c_y^\alpha)\rho s v_{cx};$$

$$c_{\theta\theta} = -\frac{1}{2}x_F(c_{xo} + c_y^\alpha)\rho s v_{cx}^2;\ c_{\theta\delta} = -2P^* L_P;$$

$$\Delta M_z = \sum_{i=1}^{L}(x_i\eta_i - y_i)P_i + c_{\theta y}v_{By},$$

где m, J_z — масса и момент инерции БР относительно оси Cz; c_n^ω — производная от коэффициента демпфирующей силы по угловой скорости; q — скоростной напор; l — длина корпуса БР; $\dot{\mu}$ — массовый суммарный секундный расход топлива при работе ДУ; x_A — расстояние от центра масс БР до среза сопла двигателя; $c_{xo}, c_y^\alpha, c_n^\omega, m_z^\omega$ — аэродинамические коэффициенты: коэффициент лобового сопротивления, производная от коэффициента подъемной силы по углу атаки, производная от коэффициента демпфирующей силы по угловой скорости, производная от коэффициента демпфирующего момента по угловой скорости; ρ, v_{cx} — соответственно плотность воздуха, проекция невозмущенной скорости БР на связанную ось Cx; P — суммарная тяга двигателей БР; P^* — тяга двигателя, используемого для управления; Δm — возмущение по массе БР; L — число двигателей; η_i, y_i — перекос и эксцентриситет в установке двигателя; P_i — тяга одного двигателя; x_F — коэффициента фокуса БР; L_P — расстояние от центра масс БР до точки приложения управляющей силы; v_{By} — проекция скорости ветра на ось Cy связанной системы координат.

Система уравнений движения БР и колебаний жидкостей в баках позволяет определить возмущения перемещения ΔY центра масс БР, угла тангажа $\Delta\vartheta$ и возмущения $\Delta\beta_k$, $k = 1, ..., Q$, которые определяют колебания топлива в j-м баке при задании соответствующих начальных условий.

На движение БР основное влияние оказывают колебания топлива в баках с первой собственной частотой, что дает возможность представить математическую модель возмущенного движения БР с учетом подвижности топлива в более простом виде:

$$m\frac{d^2\Delta Y}{dt^2} + v_y\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{yy}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{y\theta}\Delta\vartheta + \sum_{j=1}^{N}a_{jy}\frac{d^2\Delta\beta_j}{dt^2} =$$

$$= c_{y\delta}\Delta\delta_\theta + \Delta F_y;$$

$$J_z\frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} + \mu_z\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{\theta y}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{\theta\theta}\Delta\vartheta +$$

$$+\sum_{j=1}^{N}b_{j\theta}\frac{d^2\Delta\beta_j}{dt^2} - (w_{ox} - g_x)\sum_{j=1}^{N}a_{jy}\Delta\beta_j = c_{\theta\delta}\Delta\delta_\theta + \Delta M_z;$$

$$\mu_j\left(\frac{d^2\Delta\beta_j}{dt^2} + \xi_j\frac{d\Delta\beta_j}{dt} + \omega_j^2\Delta\beta_j\right) + a_{jy}\frac{d^2\Delta Y}{dt^2} +$$

$$+ b_{j\theta}\frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} - a_{jy}(w_{ox} - g_x)\Delta\vartheta = 0;\ \ j = 1, 2, ..., N.$$

При использовании на БР цилиндрических топливных баков коэффициенты a_{jy}, $b_{j\theta}$, μ_j определяются формулами $a_{jy} = \frac{\pi}{4}\rho_j R_j^4$; $b_{j\theta} = x_j a_{jy}$; $\mu_j = \frac{\pi\rho_j R_j^4}{4\omega_j}(w_{ox} - g_x)$, где ρ_j, R_j — плотность жидкости и радиус цилиндрического бака соответственно; x_j — расстояние от центра масс БР до центра свободной поверхности жидкости в баке с номером j.

К уравнениям возмущенного движения БР в плоскости тангажа должно быть отнесено уравнение, описывающее работу автомата стабилизации, которое в простейшей линеаризованной форме имеет вид

$$c_2\frac{d^2\Delta\delta_\theta}{dt^2} + c_1\frac{d\Delta\delta_\theta}{dt} + \Delta\delta_\theta =$$

$$= k_1\Delta\theta + k_2\frac{d\Delta\theta}{dt} + k_3\Delta Y^* + k_4\left(\frac{d\Delta Y}{dt}\right)^*,$$

где c_1, c_2 — коэффициенты, характеризующие демпфирующие свойства и инерционность автомата стабилизации; k_1, ..., k_4 — передаточные коэффициенты; индекс * обозначает, что боковые смещения измеряются в точке x^0, где расположен датчик линейного ускорения.

Между смещениями центра масс ΔY БР в возмущенном движении и перемещениями ΔY^* датчика автомата стабилизации в сечении корпуса $x = x^0$ имеют место соотношения

$$\Delta Y^* = \Delta Y + x^0\Delta\vartheta;\ \left(\frac{d\Delta Y}{dt}\right)^* = \frac{d\Delta Y}{dt} + x^0\frac{d\Delta\vartheta}{dt}.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Во многих случаях в диапазоне частот, соответствующем первым частотам собственных колебаний жидкостей в баках, системы нормальной и боковой стабилизации мало влияют на устойчивость движения БР, поэтому можно принять $k_3 = k_4 = 0$.

Уравнения поперечных колебаний упругого корпуса БР

Корпус БР представляет собой упругую конструкцию, имеющую ось симметрии или две взаимно перпендикулярные плоскости симметрии. Степень удлинения конструкции находится в широких пределах, что может потребовать привлечения теории упругости при составлении уравнений упругих колебаний корпуса, когда степень удлинения находится в пределах до 2...3. Однако при больших удлинениях корпусов привлечение сложных уравнений теории упругости обычно бывает нецелесообразно, и в целях упрощения математической модели упругих колебаний корпуса используют уравнения, основанные на допущениях сопротивления материалов [8].

Согласно гипотезе плоских сечений и закону Гука для растяжения/сжатия получим уравнение поперечных колебаний упругого корпуса с учетом продольной сжимающей силы и инерции поворота поперечных сечений корпуса и граничные условия, соответствующие свободным концам упругого корпуса:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2}\left(EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right)-\frac{\partial}{\partial x}\left(P\frac{\partial u}{\partial x}\right)-\frac{\partial}{\partial x}\left(\rho J\frac{\partial^3 u}{\partial x\partial t^2}\right)+\mu\frac{\partial^2 u}{\partial t^2}=$$

$$=q_y(x,t)-\frac{\partial m_z(x,t)}{\partial x}-\mu w_{oy}-\mu x\frac{d\omega_z}{dt};$$

$$EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}=0 \text{ при } x=a,\ b;$$

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right)-P\frac{\partial u}{\partial x}-\rho J\frac{\partial^3 u}{\partial x\partial t^2}=-m_z \text{ при } x=a,\ b,$$

где EJ — изгибная жесткость поперечных сечений корпуса в плоскости xCy; u — прогиб упругой линии; P — сжимающая нагрузка, направленная вдоль оси x; ρ — плотность материала корпуса; J — геометрический момент инерции сечения относительно оси z; μ — погонная масса корпуса; $q_y(x,t)$, $m_z(x,t)$ — погонные внешние сила и момент соответственно, действующие на корпус; a, b — положение начального и концевого сечений корпуса в связанной системе координат.

В начальный момент времени должны быть заданы начальные условия для прогиба упругой линии корпуса.

Собственные упругие колебания корпуса БР

Собственные упругие колебания определяются путем решения краевой задачи, состоящей из основного дифференциального уравнения и граничных условий:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2}\left(EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right)-\frac{\partial}{\partial x}\left(P\frac{\partial u}{\partial x}\right)-\frac{\partial}{\partial x}\left(\rho J\frac{\partial^3 u}{\partial x\partial t^2}\right)+\mu\frac{\partial^2 u}{\partial t^2}=0;$$

$$EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}=0 \text{ при } x=a,\ b;$$

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(EJ\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right)-P\frac{\partial u}{\partial x}-\rho J\frac{\partial^3 u}{\partial x\partial t^2}=0 \text{ при } x=a,\ b.$$

Перемещение u упругой линии корпуса согласно методу разделения переменных представляется в следующем виде:

$$u(x,t)=g(t)U(x).$$

Подставив это соотношение в краевую задачу, получим, что функцию $U(x)$ можно определить из решения краевой задачи:

$$\frac{d^2}{dx^2}\left(EJ\frac{d^2U}{dx^2}\right)-\frac{d}{dx}\left(P\frac{dU}{dx}\right)+\lambda\left(\frac{d}{dx}\left(\rho J\frac{dU}{dx}\right)-\mu U\right)=0;$$

$$EJ\frac{d^2U}{dx^2}=0 \text{ при } x=a,\ b;$$

$$\frac{d}{dx}\left(EJ\frac{d^2U}{dx^2}\right)-P\frac{dU}{dx}+\lambda\rho J\frac{dU}{dx}=0 \text{ при } x=a,\ b,$$

а функцию $g(t)$ — из уравнения

$$\frac{d^2g}{dt^2}+\lambda g=0.$$

Краевая задача для определения функции $U(x)$ имеет ненулевые решения при значениях параметра λ, образующих бесконечную последовательность чисел: $\lambda_1, \lambda_2, \ldots$, именуемых собственными значениями. Соответствующие ненулевые решения образуют бесконечную последовательность собственных функций: $U_1, U_2, \ldots$.

Собственные значения λ_k и собственные функции U_k связаны соотношением

$$\lambda_k=\frac{\int\limits_a^b EJ\left|\frac{d^2U_k}{dx^2}\right|^2 dx+\int\limits_a^b P\left|\frac{dU_k}{dx}\right|^2 dx}{\int\limits_a^b\left(\rho J\left|\frac{dU_k}{dx}\right|^2+\mu|U_k|^2\right)dx},$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

из которого следует, что собственные значения относятся к классу действительных чисел. Согласно [1] собственные функции удовлетворяют условию ортогональности

$$\int_a^b \left(\rho J \frac{dU_k}{dx}\frac{dU_l}{dx} + \mu U_k U_l \right) dx = 0 \text{ при } k \neq l$$

и интегральным соотношениям

$$\int_a^b \mu U_k dx = 0, \quad k = 1, 2, \ldots;$$

$$\int_a^b \left(\mu x U_k + \rho J \frac{dU_k}{dx} \right) dx = 0, \quad k = 1, 2, \ldots.$$

Собственные значения λ_k связаны с частотами ω_k собственных изгибных колебаний равенством $\lambda_k = \omega_k^2$, $k = 1, 2, \ldots$, а собственные функции U_k определяют форму упругой линии корпуса при его колебаниях на частоте собственных колебаний. Бесконечный спектр частот изгибных колебаний корпуса при прохождении через автомат стабилизации преобразуется в конечный, так как некоторые агрегаты БР (привод системы управления, ДУ и т.д.) представляют собой фильтры верхних частот.

Обычно в проблеме устойчивости требуется определение нескольких первых частот и форм упругих изгибных колебаний корпуса.

Расчет собственных упругих колебаний неоднородного корпуса выполняют различными приближенными методами: начального параметра [6], последовательных приближений [1] и др.

Рассмотрим метод определения частот и форм собственных поперечных колебаний упругого корпуса, на который действует тяга двигателя. Корпус БР — балка с переменными по длине массовыми и геометрическими характеристиками поперечных сечений. Соответствующая краевая задача имеет вид:

$$\frac{d^2}{dx^2}\left(EJ \frac{d^2U}{dx^2} \right) - \frac{d}{dx}\left(P \frac{dU}{dx} \right) - \lambda \mu U = 0;$$

$$\frac{d^2U}{dx^2} = 0; \quad \frac{d^3U}{dx^3} = 0 \text{ при } x = a, \; b.$$

Корпус БР разбивается на ряд участков, на каждом из которых характеристики сечений постоянны. Для каждого из участков:

$$EJ \frac{d^4U}{dx^4} - P \frac{d^2U}{dx^2} - \lambda \mu U = 0;$$

$$\frac{d^2U}{dx^2} = 0; \quad \frac{d^3U}{dx^3} = 0 \text{ при } x = a, \; x = b.$$

Приведем краевую задачу к нормальному виду. Приняв обозначения

$$\frac{d^3U}{dx^3} = f_1; \quad \frac{d^2U}{dx^2} = f_2; \quad \frac{dU}{dx} = f_3; \quad U = f_4,$$

получим: $EJ\frac{df_1}{dx} = \lambda \mu f_4 - P f_2$; $\frac{df_2}{dx} = f_1$; $\frac{df_3}{dx} = f_2$; $\frac{df_4}{dx} = f_3$; $f_1 = 0$, $f_2 = 0$ при $x = a$, $x = b$.

Расчет величин λ, U производят следующим образом:

1. Выбирается $\lambda = \lambda_1$. На левом конце корпуса принимаем $f_1^{(1)}(a) = 0$, $f_2^{(1)}(a) = 0$, $f_3^{(1)}(a) = 0$, $f_4^{(1)}(a) = 0$, .

Произведя численное интегрирование уравнений по длине корпуса, на его правом конце получим $f_1^{(1)}(b)$, $f_2^{(1)}(b)$, $f_3^{(1)}(b)$, $f_4^{(1)}(b)$.

Повторяем расчет, приняв на левом конце корпуса $f_1^{(2)}(a)=0$, $f_2^{(2)}(a)=0$, $f_3^{(2)}(a)=1$, $f_4^{(2)}(a)=0$.

После проведения численного интегрирования по длине корпуса на его правом конце получим $f_1^{(2)}(b)$, $f_2^{(2)}(b)$, $f_3^{(2)}(b)$, $f_4^{(2)}(b)$.

Согласно первому краевому условию задачи на правом конце корпуса должно выполняться соотношение $f_1(b) = f_1^{(1)}(b) + C f_1^{(2)}(b) = 0$, откуда $C = -\dfrac{f_1^{(1)}(b)}{f_1^{(2)}(b)}$.

Второе краевое условие задачи на правом конце корпуса используют для проверки правильности задания λ_1:

$$f_2(b) = f_2^{(1)}(b) + C f_2^{(2)}(b) \to 0.$$

2. Выбирается $\lambda = \lambda_2$ и все расчеты производят снова. Варьируя λ, можно добиться выполнения равенства $f_2^{(1)}(b) + C f_2^{(2)}(b) = 0$.

Значение $\lambda = \lambda^*$, при котором выполняется последнее равенство, является собственным значением краевой задачи о собственных изгибных колебаниях корпуса. По величине λ^* определяют значение собственной частоты $\omega^* = \sqrt{\lambda^*}$. Форма упругой линии корпуса при $\lambda = \lambda^*$ — искомая форма собственных колебаний U^*.

Определение частот и форм собственных изгибных колебаний корпуса производят так-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

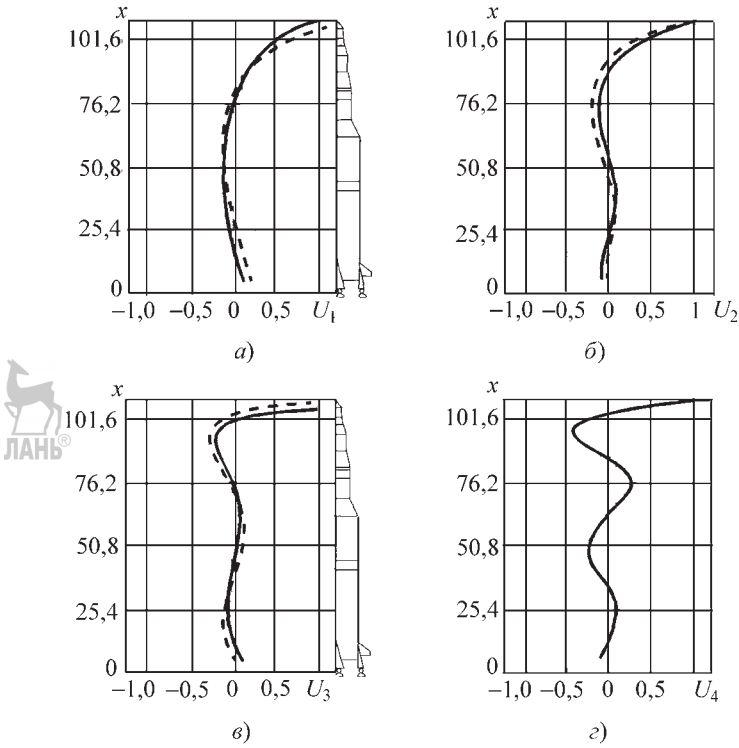


Рис. 5.5.8. Первые четыре формы изгибных колебаний корпуса БР «Сатурн-5»:
а — форма первого тона $f_1 = 1{,}07$ Гц; *б* — — форма второго тона $f_2 = 1{,}76$ Гц; *в* — форма третьего тона $f_3 = 2{,}65$ Гц; *г* — форма четвертого тона $f_4 = 3{,}32$ Гц; —— — расчет; – – – – натурные динамические испытания; $\tau = 0$ — начальный момент времени полета

же с помощью экспериментальных методов. Примеры частот и форм, полученные расчетными и экспериментальными методами, показаны на рис. 5.5.8.

Вынужденные колебания упругого корпуса

Прогиб упругой линии корпуса представляется в виде ряда

$$u(x,t) = \sum_{k=1}^{\infty} g_k(t) U_k(x).$$

Подставим ряд в уравнения краевой задачи, описывающие упругие изгибные колебания корпуса. После ряда преобразований получим бесконечную систему обыкновенных дифференциальных уравнений для определения функций $g_k(t)$ [1]:

$$m_k\left(\frac{d^2 g_k}{dt^2} + \omega_k^2 g_k\right) = \alpha \int_a^b U_k c\,dx + \sum_{j=1}^{\infty} c_{jk} g_j +$$

$$+ (U_k)_{x=x_y} F_{y\,\text{упр}} + \left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x=x_y} M_{z\,\text{упр}}; \quad k = 1, 2, ...,$$

где $m_k = \int_a^b \left[\mu U_k^2 + \rho J \left(\frac{\partial U_k}{dx}\right)^2\right] dx$ — приведенная масса; α — угол атаки; c — коэффициент пропорциональности в формуле $q_y = c\left(\alpha + \frac{\partial u}{\partial x}\right)$; c_{jk} — коэффициент, определяемый формулой

$$c_{jk} = P\left(U_j \frac{\partial U_k}{\partial x} - U_k \frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x=x_\text{т}} - \int_a^b U_k \frac{\partial U_j}{\partial x},$$

в которой $x_\text{т}$ — координата точки приложения силы тяги; x_y — координата точки приложения управляющего воздействия.

В уравнениях для определения функций $g_k(t)$ не учитывается рассеяние энергии упругих колебаний, что необходимо сделать. Демп-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

фирование колебаний обусловлено рассеянием энергии в материале конструкции и в местах соединения элементов конструкции (конструкционное демпфирование), взаимодействием вибрирующей конструкции и внешней среды. Бóльшая часть рассеяния энергии колебаний определяется конструкционным демпфированием.

Демпфирование колебаний в реальных ракетно-космических конструкциях мало́, критерием малости является несущественное влияние демпфирования на частоты собственных колебаний и на приведенные массы.

Демпфирующие свойства конструкций оценивают теми же характеристиками, что и демпфирующие свойства жидкости:

логарифмическим декрементом колебаний

$$\delta = \frac{\Delta E}{2E};$$

коэффициентом поглощения

$$\Psi = \frac{\Delta E}{E};$$

коэффициентом демпфирования ξ, который связан с декрементом колебаний δ в случае малого демпфирования соотношением

$$\xi = \frac{\delta\omega}{\pi};$$

коэффициентом относительного демпфирования

$$\bar{\xi} = \frac{\xi}{\omega_k},$$

связанным с декрементом колебаний формулой

$$\bar{\xi} = \frac{\delta}{\pi}.$$

Приведенные характеристики представляют собой интегральные оценки рассеяния энергии колебаний, но они не определяют действительных законов изменения диссипативных сил.

В [7] приводят достаточно подробные сведения о демпфирующих свойствах тонкостенных конструкций, применяемых в ракетно-космической технике. Там же отмечено, что для конструкций БР величины логарифмических декрементов колебаний находятся в диапазоне 0,015...0,35. Данные значения соответствуют весьма разнообразным видам конструкций. При увеличении амплитуды колебаний их декременты во многих случаях возрастают, но для некоторых конструкций декременты изменяются мало.

Так, величины логарифмических декрементов колебаний для РН «Сатурн-5» для поперечных колебаний корпуса составляют $\delta = 0{,}036...0{,}1$, для продольных — $\delta = 0{,}036...0{,}06$, причем с увеличением амплитуды колебаний логарифмические декременты, соответствующие поперечным колебаниям, уменьшаются, а логарифмические декременты, соответствующие продольным, увеличиваются [7].

Для РН типа «Восток» логарифмические декременты либо растут с увеличением амплитуды колебаний, либо остаются постоянными, их величины лежат в диапазоне 0,03...0,05.

На декременты колебаний существенное влияние могут оказывать осевые сжимающие силы, виды применяемых стыковых соединений и силы поджатия в стыках [7].

Если осевые силы не превосходят критических значений, при которых происходит местная потеря устойчивости элементов конструкции, то декременты колебаний мало от них зависят. В случае превышения осевой силой своего критического значения декременты колебаний резко увеличиваются, что объясняется интенсивным рассеянием энергии колебаний в местах потери устойчивости элементов конструкции.

Имеющиеся данные свидетельствуют о том, что рассеяние энергии колебаний в стыках зависит от числа стыков, силы их поджатия, наличия изгибающих моментов и перерезывающих сил, а также от амплитуды колебаний. Рассеяние энергии колебаний происходит вследствие трения по контактным поверхностям стыков и их соударений. Сварные, заклепочные и другие соединения также в сильной степени способствуют повышению демпфирования в конструкции, что отражено в большом количестве исследований.

На рассеяние энергии колебаний конструкции существенное влияние оказывают кабельная сеть и тепловая защита БР.

В [7] приведены также сведения, касающиеся демпфирующих свойств конструкционных материалов, применяемых в ракетно-кос-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мической технике. Например, для алюминиевого сплава АМг6 декремент колебаний составляет величину 0,00018; 0,00025 — для сплава Д16Т; 0,00085 — для стали 30ХГСА; 0,0093 — для стеклопластика. Демпфирующие свойства конструкционных материалов не зависят от частоты колебаний, но могут зависеть от их амплитуды. Анализ приведенных характеристик демпфирования показывает, что демпфирование за счет внутреннего трения в конструкционных материалах мало́ по сравнению с суммарным демпфированием в реальной конструкции.

Однако дать расчетные оценки величины демпфирования реальной конструкции не представляется возможным, поэтому оценки демпфирования упругих колебаний производят экспериментальным путем. Экспериментальные методы исследования упругих конструкций подробно изложены в [7].

После оценки величины демпфирования можно перейти к системе дифференциальных уравнений, характеризующих вынужденные колебания упругого корпуса под действием аэродинамических, управляющих и реактивных нагрузок:

$$m_k\left(\frac{d^2 g_k}{dt^2}+\xi_k\frac{dg_k}{dt}+\omega_k^2 g_k\right)=\alpha\int_a^b cU_k dx+\sum_{j=1}^{\infty}c_{jk}g_j+$$
$$+(U_k)_{x=x_y}F_{y\,\text{упр}}+\left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)M_{z\,\text{упр}},\quad k=1,2,\ldots.$$

Уравнения движения БР с упругим корпусом и их сведение к дифференциальным уравнениям возмущенного движения в плоскости тангажа

Уравнения сил и моментов выводят на основе принципа «затвердевания», в соответствии с которым уравнения движения БР как объекта переменной массы записывают в произвольный момент времени в форме уравнений движения объекта постоянной массы, к которому в этот момент времени приложены внешние и реактивные силы, а также силы Кориолиса.

Уравнение сил выводят из условия, что суммарный главный вектор массовых сил с учетом фиктивных сил инерции и сил $\boldsymbol{F}$, включающих внешние силы, реактивные силы и силы Кориолиса, равен нулю:

$$\iiint_V(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w})\rho dv+\boldsymbol{F}=0.$$

Абсолютные ускорения частиц упругого корпуса с точностью до малых второго порядка определяются соотношением:

$$\boldsymbol{w}=\boldsymbol{w}_o+\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\boldsymbol{r}+\frac{d^2\boldsymbol{u}}{dt^2},$$

в соответствии с которым предыдущее уравнение приводится к следующему виду:

$$(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w}_o)\iiint_V\rho dv-\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\iiint_V\boldsymbol{r}\rho dv-\iiint_{V_j}\frac{\partial^2\boldsymbol{u}}{\partial t^2}\rho dv+\boldsymbol{F}=0.$$

Вводят обозначения:

$$m=\iiint_V\rho dv,\ \boldsymbol{a}(t)=\iiint_V\boldsymbol{u}\rho dv,$$

где m — полная масса БР.

С учетом принятых обозначений уравнение сил примет следующий вид:

$$m(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w}_o)-\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\iiint_V\boldsymbol{r}\rho dv-\frac{d^2\boldsymbol{a}}{dt^2}+\boldsymbol{F}=0.$$

Так как начало связанной системы координат располагается в центре масс БР, то $-\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\iiint_V\boldsymbol{r}\rho dv=0$, и окончательно уравнение сил с учетом упругости корпуса примет следующую форму:

$$m(\boldsymbol{w}-\boldsymbol{g})=\boldsymbol{F}-\frac{d^2\boldsymbol{a}}{dt^2}.$$

Уравнение моментов может быть получено путем приравнивания нулю суммы моментов массовых сил, действующих на упругий корпус, моментов фиктивных сил инерции и моментов поверхностных сил, в состав которых входят аэродинамические моменты, моменты реактивных сил и сил Кориолиса:

$$\iiint_V(\boldsymbol{r}+\boldsymbol{u})\times(\boldsymbol{g}-\boldsymbol{w})\rho dv+\boldsymbol{M}=0.$$

Вводят обозначение:

$$\boldsymbol{b}(t)=\iiint_V\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{u}\rho dv,$$

уравнение моментов будет преобразовано к следующему виду:

$$\iiint_V\boldsymbol{r}\times\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}\times\boldsymbol{r}\right)\rho dv=\boldsymbol{M}-\frac{d^2\boldsymbol{b}}{dt^2}-\boldsymbol{a}\times(\boldsymbol{w}_o-\boldsymbol{g}).$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Левую часть данного уравнения обозначают вектором $\boldsymbol{I}$, проекции которого на оси связанной системы координат имеют следующий вид:

$$I_x = J_{xx}\frac{d\omega_x}{dt} + J_{xy}\frac{d\omega_y}{dt} + J_{xz}\frac{d\omega_z}{dt};$$

$$I_y = J_{yx}\frac{d\omega_x}{dt} + J_{yy}\frac{d\omega_y}{dt} + J_{yz}\frac{d\omega_z}{dt};$$

$$I_z = J_{zx}\frac{d\omega_x}{dt} + J_{zy}\frac{d\omega_y}{dt} + J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt},$$

где $J_{\zeta\varepsilon}(\zeta, \varepsilon = x, y, z)$ — моменты инерции БР в связанной системе координат $Cxyz$, рассчитываемые по формулам:

$$J_{xx} = \iiint_V (y^2 + z^2)\rho dv;$$

$$J_{yy} = \iiint_V (x^2 + z^2)\rho dv;$$

$$J_{zz} = \iiint_V (x^2 + y^2)\rho dv;$$

$$J_{xy} = J_{yx} = -\iiint_V xy\rho dv;$$

$$J_{yz} = J_{zy} = -\iiint_V yz\rho dv;$$

$$J_{zx} = J_{xz} = -\iiint_V zx\rho dv.$$

Далее считаем, что моменты инерции J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} — главные, поэтому уравнение моментов можно записать следующим образом:

$$J_{xx}\frac{d\omega_x}{dt}\boldsymbol{i} + J_{yy}\frac{d\omega_y}{dt}\boldsymbol{j} + J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt}\boldsymbol{k} = \boldsymbol{M} - \frac{d^2\boldsymbol{b}}{dt^2} - \boldsymbol{a}\times(\boldsymbol{w}_0 - \boldsymbol{g}),$$

где $\boldsymbol{i}, \boldsymbol{j}, \boldsymbol{k}$ — единичные векторы, направленные соответственно по осям x, y, z связанной системы координат.

Уравнения сил и моментов спроектируем на плоскость тангажа:

$$m(w_{oy} - g_y) = F_y - \frac{d^2 a_y}{dt^2};$$

$$J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} = M_z - \frac{d^2 b_z}{dt^2} + a_y(w_{ox} - g_x);$$

где $a_y = \iiint_V \rho u dv$, $b_z = \iiint_V \rho x u dv$.

Так как при отсутствии кинематических ограничений на упругие колебания корпуса суммарная поперечная инерционная сила, действующая на корпус, а также суммарный инерционный момент относительно центра масс БР равны нулю, то $a_y = 0$, $b_z = 0$, и уравнения сил и моментов примут вид:

$$m(w_{oy} - g_y) = F_y;\ J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} = M_z.$$

Произведем учет влияния изгиба корпуса на аэродинамические, реактивные и управляющие силы и моменты, воздействующие на БР.

1. *Аэродинамические силы.* Поперечную погонную аэродинамическую силу q_y будем считать пропорциональной местному углу атаки, величина которого зависит от угла поворота поперечных сечений при изгибе корпуса и принимается равной производной $\frac{\partial u}{dx}$.

Таким образом, $q_y = c\left(\alpha + \frac{\partial u}{dx}\right)$.

Погонные аэродинамические моменты в дальнейших расчетах не учитывают.

2. *Реактивные силы и моменты.* Считаем, что реактивная сила направлена по касательной к упругой линии корпуса в точке $x = x_t$, где x_t — расстояние от центра масс БР до точки приложения реактивной силы. При изгибе корпуса возникают дополнительные сосредоточенные реактивные силы и моменты, которые формально могут быть представлены в виде распределенных нагрузок с помощью дельта-функции Дирака $\delta(x, x_t)$:

$$q_y = P\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=x_t}\delta(x, x_t);$$

$$m_z = -P(u)_{x=x_t}\delta(x, x_t).$$

3. *Управляющие силы и моменты*, действующие в сечении корпуса, отстоящем от центра масс БР на расстоянии x_y, также представляют как погонные нагрузки с помощью дельта-функции $\delta(x, x_y)$:

$$q_y = F_{y\,\text{упр}}\delta(x, x_y),$$

$$m_z = M_{z\,\text{упр}}\delta(x, x_y).$$

Подставим выражения для аэродинамических, реактивных и управляющих сил и моментов в уравнения сил и моментов БР:

$$m(w_{oy} - g_y) = \int_a^b \left(\alpha + \frac{\partial u}{\partial x}\right) c\,dx +$$

$$+ P\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=x_t} \int_a^b \delta(x, x_t)\,dx + F_{y\,\text{упр}} \int_a^b \delta(x, x_y)\,dx;$$

$$J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} = \int_a^b \left(\alpha + \frac{\partial u}{\partial x}\right) cx\,dx +$$

$$+ P\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=x_t} \int_a^b \delta(x, x_t)\,x\,dx - P(u)_{x=x_t} \int_a^b \delta(x, x_t)\,dx +$$

$$+ F_{y\,\text{упр}} \int_a^b \delta(x, x_y)\,x\,dx + M_{z\,\text{упр}} \int_a^b \delta(x, x_y)\,dx.$$

Используя свойства дельта-функций:

$$\delta(x,\zeta) = 0 \text{ при } x \neq \zeta, \int_a^b \delta(x,\zeta)\,dx = 1,$$

$$\int_a^b \delta(x,\zeta) f(x)\,dx = f(\zeta),$$

приведем уравнения сил и моментов БР к следующему виду:

$$m(w_{oy} - g_y) = \int_a^b \frac{\partial u}{\partial x} c\,dx + P\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=x_t} + F_y;$$

$$J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} = \int_a^b \frac{\partial u}{\partial x} cx\,dx + P\left(x\frac{\partial u}{\partial x} - u\right)_{x=x_t} + M_z,$$

где F_y, M_z — аэродинамическая и управляющая сила и момент, не зависящие от изгиба корпуса.

Полученные уравнения движения БР относятся к классу интегродифференциальных уравнений, но их можно преобразовать в обыкновенные дифференциальные уравнения с помощью представления прогиба упругой линии корпуса в виде сходящегося ряда, в котором $U_k(x)$ представляют собой собственные функции колебаний корпуса:

$$u(x,t) = \sum_{k=1}^{\infty} g_k(t) U_k(x).$$

Подставим разложение функции $u(x,t)$ в интегродифференциальные уравнения движения и преобразуем их к следующему виду:

$$m(w_{oy} - g_y) + \sum_{k=1}^{\infty} c_{yk} g_k = F_y;$$

$$J_{zz}\frac{d\omega_z}{dt} + \sum_{k=1}^{\infty} c_{\theta k} g_k = M_z;$$

где $c_{yk} = -\int_a^b \frac{\partial U_k}{\partial x} c\,dx - P\left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x=x_t}$; $c_{\theta k} = -\int_a^b \frac{\partial U_k}{\partial x} cx\,dx +$

$$+ P\left(U_k - x\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x=x_t}.$$

Произведем линеаризацию уравнений движения БР с упругим корпусом в плоскости тангажа.

Как было отмечено ранее, реальное движение БР представляет собой суперпозицию двух движений: невозмущенного и имеющего характер малых отклонений от невозмущенного. Малые отклонения параметров движения будут определять возмущенное движение БР. Основные параметры реального движения БР по тангажу могут быть представлены в следующем виде:

$$w_{oy}^1 = w_{oy} + \Delta w_{oy};\ \omega_z^1 = \omega_z + \Delta\omega_z;\ \vartheta^1 = \vartheta + \Delta\vartheta;$$

$$g_k^1 = g_k + \Delta g_k;\ k = 1, 2, \ldots;$$

$$\alpha^1 = \alpha + \Delta\alpha;\ c^1 = c + \Delta c;\ U_k^1 = U_k + \Delta U_k,$$

где величины w_{oy}, ω_z, ϑ, g_k, α, c, U_k соответствуют невозмущенному движению, а величины Δw_{oy}, $\Delta\omega_z$, $\Delta\vartheta$, Δg_k, $\Delta\alpha$, Δc, ΔU_k описывают возмущенное движение БР в плоскости тангажа.

Процедуру линеаризации уравнений сил и моментов БР с учетом упругости корпуса, а также уравнений его изгибных колебаний проводят в соответствии с методикой, представленной в [1]. В результате линеаризации получим математическую модель возмущенного движения БР по тангажу с учетом упругих колебаний корпуса:

$$m\frac{d^2\Delta Y}{dt^2} + \mathrm{v}_y\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{yy}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{y\vartheta}\Delta\vartheta + \sum_{k=1}^{\infty} c_{yk}\Delta g_k =$$

$$= c_{y\delta}\Delta\delta_\vartheta + \Delta F_y;$$

$$J_z\frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} + \mu_z\frac{d\Delta\vartheta}{dt} + c_{\vartheta y}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{\vartheta\vartheta}\Delta\vartheta + \sum_{k=1}^{\infty} c_{\vartheta k}\Delta g_k =$$

$$= c_{\vartheta\delta}\Delta\delta_\vartheta + \Delta M_z;$$

$$m_k\frac{d^2\Delta g_k}{dt^2} + \xi_k\frac{d\Delta g_k}{dt} + \omega_k^2\Delta g_k + \sum_{j=1}^{\infty} c_{jk}\Delta g_j +$$

$$+ c_{ky}\frac{d\Delta Y}{dt} + c_{k\vartheta}\Delta\vartheta = c_{k\delta}\Delta\delta_\vartheta + \Delta F_k,\quad k = 1, 2, \ldots.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В данных уравнениях приняты следующие обозначения:

$$c_{ky} = \frac{1}{v_{cx}} \int_a^b U_k c dx;\ c_{k\vartheta} = -v_{cx} c_{ky};$$

если исполнительные органы управления создают управляющую силу: $c_{k\delta} = c_{y\delta}(U_k)_{x=x_y}$;

если исполнительные органы управления создают управляющий момент: $c_{k\delta} = c_{\vartheta\delta}\left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x=x_y}$;

$$\Delta F_k = \alpha \int_a^b \Delta U_k c dx + \alpha \int_a^b U_k \Delta c dx +$$

$$+(\Delta U_k - U_k)_{x=x_y} F_{y\,\text{упр}} + \left(\frac{\partial \Delta U_k}{\partial x} - \frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x=x_y} M_{z\,\text{упр}}.$$

Дифференциальные уравнения возмущенного движения позволяют определить параметры движения $\Delta Y, \Delta\vartheta, \Delta g_k$, $k = 1, 2, \ldots$, по заданным функциям $\Delta\delta_\vartheta$, ΔF_y, ΔM_z, ΔF_k.

Если функция $\Delta\delta_\vartheta$ также является параметром движения, который необходимо определить, то к уравнениям возмущенного движения необходимо присоединить уравнения работы автомата стабилизации. Функционирование автомата стабилизации по тангажу можно определить линеаризованным уравнением

$$c_2 \frac{d^2\Delta\delta_\vartheta}{dt^2} + c_1 \frac{d\Delta\delta_\vartheta}{dt} + \Delta\delta_\vartheta = k_1 \Delta\vartheta^* + k_2 \frac{d\Delta\vartheta^*}{dt},$$

где $\Delta\vartheta^*$ — угловые рассогласования между истинным и программным положением корпуса в сечении $x = x^0$ размещения датчиков системы угловой стабилизации БР; k_1, k_2 — передаточные коэффициенты автомата стабилизации; c_1, c_2 — коэффициенты, определяющие собственные динамические характеристики автомата стабилизации.

Угловое рассогласование по тангажу в точке x^0, измеренное датчиком системы угловой стабилизации, характеризует соотношение:

$$\Delta\vartheta^* = \Delta\vartheta + \left(\frac{\partial \Delta u}{\partial x}\right)_{x^0}.$$

Исследования устойчивости поперечных колебаний БР

Обеспечение устойчивости поперечных колебаний БР — одна из наиболее важных проблем при проектировании объектов как тандемной, так и пакетной схем. Вопросам решения данной проблемы посвящено большое количество публикаций [5, 6, 9, 10].

С необходимостью учета подвижности топлива и упругости конструкции в решении вопросов устойчивости в полной мере столкнулись при создании американских баллистических ракет «Атлас», «Титан», «Сатурн-1В», «Сатурн-5», отечественных ракет «Восток», «Протон» и ряда других.

Динамические характеристики БР в диапазоне частот пропускания автомата стабилизации определяются подвижностью топлива в баках и упругостью корпуса. Вследствие близости характерных частот замкнутой системы БР-автомат стабилизации к частотам собственных колебаний топлива и упругих колебаний корпуса возможно возникновение динамической неустойчивости в этих диапазонах частот. Динамическая неустойчивость возможна вследствие сближения первых собственных частот колебаний топлива в различных баках, а также при сближении первой собственной частоты колебаний топлива в каком-либо баке и первой собственной частоты упругих колебаний корпуса. Данное явление происходит из-за выработки топлива в баках БР на активном участке траектории движения.

Для первых ступеней БР характерна неустойчивость на частотах собственных колебаний жидкости в баках и упругих колебаний корпуса из-за невыполнения условий фазовой стабилизации на соответствующих частотах [6]. Это может быть связано, например, с появлением на входе в автомат стабилизации ложного сигнала в результате упругих деформаций корпуса.

Для верхних ступеней БР характерна неустойчивость, связанная с противоречивостью требований к фазочастотной характеристике автомата стабилизации на близких частотах колебаний окислителя и горючего, а в некоторых случаях — собственная динамическая неустойчивость, обусловленная наличием следящей силы — тяги ЖРД.

Целью исследований, результаты которых приводятся ниже, является обеспечение динамической устойчивости БР «в малом».

Исследования устойчивости проводят во многих случаях с помощью алгебраических и частотных критериев устойчивости, основанных на применении метода «замороженных» коэффициентов.

При исследовании устойчивости важна такая собственная характеристика БР, как статическая устойчивость, которая показывает направление системы сил, действующих на объект — в сторону устойчивого равновесия

или неустойчивости. Статическая устойчивость существенным образом влияет на характер свободного возмущенного движения БР.

Под понятием «собственная динамическая устойчивость» понимают устойчивость движения БР в отсутствие возмущающих нагрузок при фиксированных органах управления. Понятия «устойчивость свободного возмущенного движения» и «локальная устойчивость» считают идентичными. Собственная динамическая устойчивость относится только к объекту управления.

Под структурной неустойчивостью (нестабилизируемостью) понимают невозможность фазовой стабилизации объекта без изменения структуры автомата стабилизации.

Оценки устойчивости движения БР основываются на известном определении устойчивости по Ляпунову [1], которое формулируется следующим образом.

Пусть x_i, $i=1,...,k$; t — параметр возмущенного движения объекта и время соответственно.

Тогда, если при всяких сколь угодно малых положительных числах $\zeta_i, i=1,...,k$ можно выбрать положительные числа η_i, $i=1,...,k$, что выполняются неравенства:

$$|x_{io}| \le \eta_i,\ i=1,...,k \text{ при } t=t_0;$$
$$|x_i| < \zeta_i,\ i=1,...,k \text{ при } t>t_0,$$

то движение объекта — устойчиво.

После решения задачи об устойчивости БР с использованием линеаризованной математической модели движения необходимо уточнить результаты исследований устойчивости с учетом нелинейностей, присущих как самой БР, так и автомату стабилизации. Ответ на это дают следующие теоремы Ляпунова:

если линеаризованная система асимптотически устойчива, то нелинейная система — устойчива;

если линеаризованная система неустойчива, то нелинейная система также неустойчива;

если линеаризованная система находится на границе устойчивости, то устойчивость нелинейной системы не определена.

В последнем случае для ответа на вопрос об устойчивости нелинейной системы требуется проведение дополнительных исследований по определению влияния на устойчивость системы малых величин высшего порядка, которые отбрасываются при линеаризации математической модели объекта.

В процессе проектирования БР решают два типа задач об устойчивости движения.

Первый тип задач об устойчивости — оценка устойчивости БР с использованием тех или иных критериев, когда все параметры объекта известны. Такой расчет имеет поверочный характер. Второй тип — выбор численных значений определенного количества параметров БР, обеспечивающих ее устойчивость. Эти расчеты носят проектировочный характер.

На ранних этапах проектирования в условиях значительной неопределенности проектного облика БР преимущественно используют более простые методы исследования устойчивости, основанные на математических моделях БР с «замороженными» коэффициентами. На поздних этапах для исследования устойчивости применяют более сложные математические модели объектов, учитывающие различные виды нелинейностей. Устойчивость объектов исследуют также с использованием реальной аппаратуры системы управления.

Стабилизация БР с жидким топливом в диапазоне частот собственных колебаний жидкостей. Проектно-конструкторские решения

Исследования устойчивости БР с жидким топливом производят частотными методами. В связи с этим построим частотные характеристики БР, а затем — разомкнутой системы «БР–автомат стабилизации». Для построения частотных характеристик БР в уравнениях возмущенного движения примем:

$$\Delta F_y = 0;\ \Delta M_z = 0;\ \Delta\delta_\vartheta = e^{i\omega t}.$$

Считая, что движение БР является вынужденным, функции $\Delta Y, \Delta\vartheta, \Delta\beta_j$ будем отыскивать в виде

$$\Delta Y = Ye^{i\omega t},\ \Delta\vartheta = \theta e^{i\omega t},\ \Delta\beta_j = B_j e^{i\omega t},\ j=1,...,N.$$

Подставив эти соотношения в уравнения возмущенного движения БР с жидким топливом, получим систему алгебраических уравнений относительно величин Y, θ, B_j, $j=1,...,N$:

$$\left.\begin{aligned}
&(i\omega c_{yy} - m\omega^2)Y + (c_{y\vartheta} + iv_y\omega)\theta - \omega^2\sum_{j=1}^{N} a_{jy}B_j = c_{y\delta};\\
&i\omega c_{\vartheta y} + (c_{\vartheta\vartheta} + i\mu_z\omega - \omega^2 J_z)\theta - \sum_{j=1}^{N}[(w_{ox} - g_x)a_{jy} +\\
&+\omega^2 b_{j\vartheta}]B_j = c_{\vartheta\delta};\\
&\mu_j(\omega_j^2 - \omega^2 + i\xi_j\omega)B_j - a_{jy}\omega^2 Y - [(w_{ox} - g_x)a_{jy} +\\
&+\omega^2 b_{j\vartheta}]\theta = 0,\ j=1,...,N.
\end{aligned}\right\}$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Решив эту систему уравнений, найдем величины $Y, \theta, B_j,\ j=1,...,N$, которые представляют собой частотные передаточные функции БР с жидким топливом. Так как некоторые коэффициенты системы алгебраических уравнений имеют комплексные значения, то и сами решения системы будут представлять собой комплексные функции:

$$Y(i\omega) = Y_1(\omega) + iY_2(\omega);$$
$$\theta(i\omega) = \theta_1(\omega) + i\theta_2(\omega);$$
$$B_j(i\omega) = B_{j1}(\omega) + iB_{j2}(\omega),\ j=1,...,N.$$

Каждое из последних равенств может быть представлено в показательной форме. Так, $\theta = k_o(\omega)e^{i\varphi_o(\omega)}$, где $k_o(\omega) = \sqrt{\theta_1^2(\omega) + \theta_2^2(\omega)}$ — амплитудно-частотная характеристика, $\varphi_o(\omega) = \operatorname{arctg}\dfrac{\theta_2(\omega)}{\theta_1(\omega)}$ — фазочастотная характеристика (ФЧХ) БР с жидким топливом.

Анализ частотных передаточных функций БР с жидким топливом показывает, что амплитудно-фазовые характеристики объекта вблизи частот собственных колебаний жидкостей приобретают вид окружностей, причем за пределами небольшой зоны собственных частот как на малых, так и на больших частотах, модуль частотной передаточной функции близок к единице, а аргумент близок к нулю.

Если собственные частоты колебаний жидкости в разных баках БР значительно различаются между собой, то влияние колебаний жидкости на частотные передаточные функции можно оценивать, учитывая колебания жидкостей каждый раз только в одном баке.

Определив частотные характеристики БР как объекта управления и задав частотные характеристики автомата стабилизации, можно найти частотные характеристики разомкнутой системы «БР с жидким топливом — автомат стабилизации». Если АЧХ и ФЧХ автомата стабилизации определяются зависимостями $k_a(\omega)$, $\varphi_a(\omega)$, то АЧХ и ФЧХ разомкнутой системы определяются равенствами $k(\omega) = k_o(\omega)k_a(\omega)$, $\varphi(\omega) = \varphi_o(\omega) + \varphi_a(\omega)$, а частотная передаточная функция разомкнутой системы «БР с жидким топливом — автомат стабилизации» представляет собой зависимости:

$$x = k_o(\omega)k_a(\omega)\cos(\varphi_o(\omega) + \varphi_a(\omega));$$
$$y = k_o(\omega)k_a(\omega)\sin(\varphi_o(\omega) + \varphi_a(\omega))$$

В дальнейшем при определении частотных передаточных функций разомкнутой системы «БР с жидким топливом — автомат стабилизации» примем упрощающее предположение, что резонансные частоты колебаний жидкости в баках достаточно сильно отличаются друг от друга, следовательно, колебания исполнительного органа управления с частотой ω могут возбудить резонансные колебания жидкости только в топливном баке с номером $j=k$ на частотах, близких к частоте ω_k собственных колебаний жидкости в этом баке. Считаем при этом, что колебания жидкостей в остальных баках пренебрежимо малы.

Таким образом, частотные передаточные функции разомкнутой системы находятся в диапазоне частот $\omega = \omega_k + \Delta$, $k=1,...,N$, где Δ — малая величина первого порядка.

Исключим неизвестные функции $Y(i\omega), \theta(i\omega)$ из уравнений, определяющих частотные передаточные функции БР. Примем во внимание, что отношение $\dfrac{a_{ky}^2}{\mu_k m}$ всегда мало по сравнению с единицей. Малой первого порядка также считается величина коэффициента ξ_k демпфирования колебаний жидкости. Пренебрегая произведениями и степенями малых величин, членами соответствующих выражений, содержащих коэффициенты $c_{yy}, c_{y\vartheta}, c_{\vartheta y}, \nu_y, \mu_z$, влияние которых на формирование частотной передаточной функции разомкнутой системы мало, получим для последней уравнение окружности $(x-x_o)^2 + (y-y_o)^2 = c_k^2$, $\omega \approx \omega_k$, в котором величины $x_o = -c_k \sin\varphi_a$, $y_o = c_k\cos\varphi_a$ представляют собой координаты центра окружности, $|c_k|$ — радиус окружности:

$$c_k = -\frac{k_a x_k (c_{y\delta} J_z + m x_k c_{\vartheta\delta}) a_{ky}^2}{2\xi_k \omega_k \mu_k m J_z^2}.$$

Окружность на плоскости годографа частотной передаточной функции разомкнутой системы всегда проходит через начало координат, так как условие $x=0$, $y=0$ удовлетворяет уравнению окружности.

При упрощениях, которые сделаны ранее, знаменатель передаточной функции БР не может иметь корни в правой полуплоскости на плоскости корней. Знаменатель передаточной функции автомата стабилизации также не имеет корней в правой полуплоскости, так как в собственном движении автомат стабилизации устойчив. Таким образом, согласно критерию Найквиста, условием устойчивости замкнутой системы «БР с жидким топливом — автомат

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

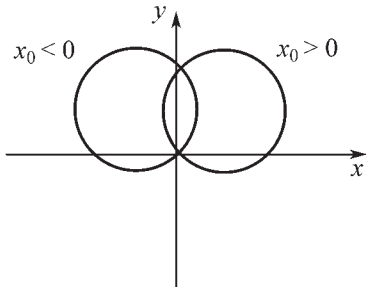


Рис. 5.5.9. Годограф частотной передаточной функции разомкнутой системы «БР — автомат стабилизации»

стабилизации» будет неохват годографом частотной передаточной функции разомкнутой системы точки с координатами $x = 1$, $y = 0$ во всем диапазоне частот, охватывающем частоты ω_k, $k = 1, ..., N$. На рис. 5.5.9 изображен годограф частотной передаточной функции разомкнутой системы «БР — автомат стабилизации».

При $x_o < 0$ годограф разомкнутой системы не может охватить точку с координатами $x = 1, y = 0$ ни при какой величине радиуса окружности (рис. 5.5.9), поэтому неравенство $x_o < 0$ — достаточное условие устойчивости колебаний БР и жидкостей в баках. Последнее неравенство можно привести к виду $x_k(J_z c_{y\delta} + mx_k c_{\vartheta\delta})\sin\varphi_a < 0$, $\omega \approx \omega_k$.

Выполнение этого неравенства обеспечивается выбором соответствующей ФЧХ автомата стабилизации на частотах $\omega \approx \omega_k$, а само неравенство именуется условием фазовой стабилизации.

Если исполнительные органы автомата стабилизации не создают управляющей силы, а формируют управляющий момент, то условие фазовой стабилизации приобретает вид $\sin\varphi_a > 0$, $\omega \approx \omega_k$, т.е. ФЧХ автомата стабилизации должна быть такой, чтобы обеспечивалось фазовое опережение во всем диапазоне частот ω_k, $k = 1, ..., N$.

Если исполнительные органы создают управляющую силу, то условие фазовой стабилизации выражается неравенством $x_k(J_z - mx_k L_p)\sin\varphi_a < 0$, $\omega \approx \omega_k$, которое имеет две группы решений:

$$\sin\varphi_a > 0 \text{ при } x_k < 0,\ x_k > \frac{J_z}{mL_p};$$

$$\sin\varphi_a < 0 \text{ при } 0 < x_k < \frac{J_z}{mL_p}.$$

При выполнении первоначального допущения о том, что собственные частоты не близки друг к другу, для обеспечения устойчивости колебаний жидкости в баках, свободные поверхности которых расположены ниже центра масс БР, в автомате стабилизации реализуется фазовое опережение. Для обеспечения устойчивости колебаний жидкостей в баках, свободные поверхности которых расположены выше центра масс БР, в автомате стабилизации создают фазовое запаздывание.

Однако частоты ω_k располагаются обычно в сравнительно небольшом частотном диапазоне и изменяются по времени, что является предпосылкой для сближения частот собственных колебаний жидкостей и их совпадения. В этом случае последние условия фазовой стабилизации имеют противоречивый характер, так как невозможно обеспечить в автомате стабилизации одновременно фазовое опережение и запаздывание на близких или совпадающих частотах ω_k. Таким образом, при близко расположенных или совпадающих частотах ω_k возникает нестабилизируемость БР.

Обычно в автомате стабилизации реализуют условие $\sin\varphi_a > 0$ для всего диапазона частот ω_k, что обеспечивает фазовую стабилизацию только на нижних ступенях БР. Данное условие для колебаний жидкостей в верхних баках будет дестабилизирующим. Для их предотвращения устанавливают демпферы колебаний свободных поверхностей жидкостей.

При $x_o > 0$ центр окружности годографа частотной передаточной функции разомкнутой системы располагается в правой полуплоскости плоскости годографа, что делает возможным охват годографом точки с координатами $x = 1$, $y = 0$ (рис. 5.5.9). Координата второй точки пересечения годографом оси x будет равна $2x_o$. Таким образом, по Найквисту условием устойчивости будет выполнение неравенства $2x_o < 1$, $\omega \approx \omega_k$. В развернутой форме это неравенство, называемое условием амплитудной стабилизации, имеет вид

$$\frac{k_a \sin\varphi_a x_k (J_z c_{y\delta} + mx_k c_{\vartheta\delta}) a_{ky}^2}{\xi_k \omega_k \mu_k m J_z^2} < 1,\quad \omega \approx \omega_k.$$

Одно из возможных путей реализации этого неравенства — уменьшение коэффициента усиления k_a автомата стабилизации на

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

частоте ω_k. Другой путь реализации неравенства — увеличение демпфирования колебаний жидкости в баке с номером k.

Необходимая для обеспечения устойчивости колебаний жидкости величина демпфирования выражается неравенством

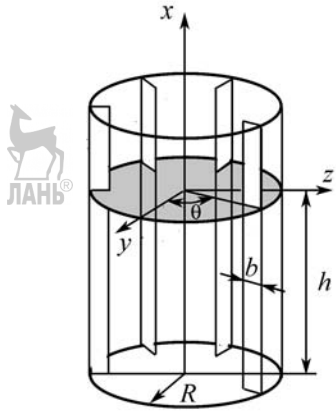
$$\xi_k > \frac{k_a \sin\varphi_a x_k (J_z c_{y\delta} + m x_k c_{\vartheta\delta}) a_{ky}^2}{\omega_k \mu_k m J_z}.$$

Правая часть неравенства определяет минимальное значение коэффициента демпфирования, при котором колебания на частоте ω_k остаются устойчивыми, т.е. имеют гармонический характер.

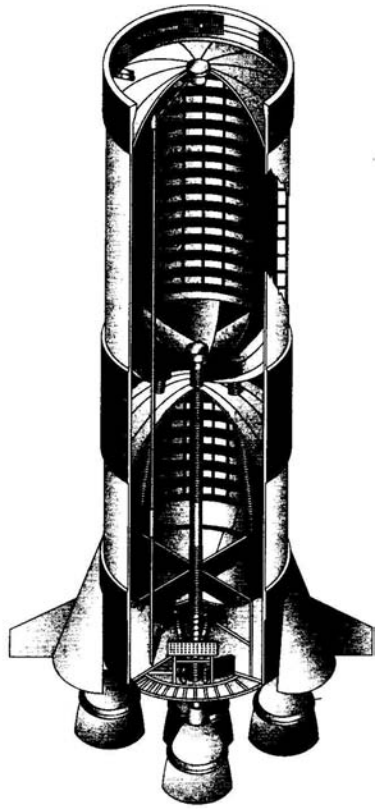
Обычно коэффициент демпфирования колебаний зависит от амплитуды колебаний свободной поверхности жидкости и увеличивается при возрастании амплитуды этих колебаний. Выбранное значение коэффициента демпфирования будет соответствовать конкретному значению амплитуды колебаний свободной поверхности жидкости, которое можно рассчитать по экспериментально полученным зависимостям коэффициента демпфирования от амплитуды колебаний свободной поверхности жидкости в баке с номером k.

Пусть выбранному значению коэффициента демпфирования соответствует амплитуда β_k колебаний свободной поверхности. Если амплитуда колебаний свободной поверхности жидкости не достигает величины β_k, то значение коэффициента демпфирования становится меньше выбранного, колебания становятся неустойчивыми и их амплитуда возрастает. Если амплитуда колебаний превышает β_k, то коэффициент демпфирования возрастает, а колебания свободной поверхности жидкости будут затухающими. Таким образом, колебания свободной поверхности жидкости с амплитудой β_k представляют собой устойчивый автоколебательный процесс.

Выбранное значение ξ_k обеспечивается установкой внутри топливного бака устройств для демпфирования колебаний топлива в баках, которые представляют собой продольные и/или поперечные перегородки (рис. 5.5.10). Коэффициент демпфирования ξ_k зависит от количества перегородок, относительной ши-



а)



б)

Рис. 5.5.10. Устройства для демпфирования колебаний топлива в баках:
а — продольные перегородки; *б* — поперечные (кольцевые) перегородки

рины и степени их перфорации, если она имеется. Конструктивно продольные перегородки представляют собой плоские элементы, устанавливаемые в баке в направлении его продольной оси, их число равно 6 или 8. Поперечные перегородки — плоские кольцевые элементы, устанавливаемые в баке с определенным шагом.

Относительная ширина перегородок, если она выбирается достаточно большой, влияет на частоты и формы собственных колебаний свободной поверхности жидкости, что должно учитываться при амплитудной стабилизации БР и колебаний топлива в баках.

Демпфирующие устройства позволяют повысить рассеяние энергии колебаний жидкости во много раз. Если уровень жидкости в баке постоянен или амплитудная стабилизация требуется в течение короткого времени, то целесообразно применение демпферов в виде поперечных перегородок — кольцевых ребер. Если необходимо обеспечение амплитудной стабилизации в широком диапазоне уровней топлива, то следует установить демпферы в виде продольных перегородок.

Устойчивость БР с жидким топливом при совпадении частот собственных колебаний жидкостей

Выше отмечался случай невозможности обеспечения фазовой стабилизации БР при сближении или совпадении частот ω_k собственных колебаний жидкости в баках. Далее решается задача определения параметров объекта, при которых была бы возможна фазовая стабилизация БР.

Предполагается, что БР имеет два топливных бака. Первые частоты собственных колебаний жидкости в них совпадают ($\omega_1 = \omega_2 = \omega_*$). Пренебрегая в уравнениях возмущенного движения влиянием диссипативных сил, приводим характеристическое уравнение замкнутой системы к следующему виду [11]:

$$F(\lambda^2) = \Phi_o(\lambda^2) + L(\lambda)\Psi_o(\lambda^2) = 0,$$

где $\Phi_o(\lambda^2) = \sum_{j=0}^{k_1} a_j \lambda^{2j}$; $\Psi_o(\lambda^2) = \sum_{j=0}^{k_2} b_j \lambda^{2j}$; $k_2 \le k_1$ — знаменатель и числитель передаточной функции объекта управления соответственно.

Условием стабилизируемости объекта управления будет положительность всех определителей Гурвица для полинома $F(\lambda^2)$.

Полиномы $\Phi_o(\lambda^2)$, $\Psi_o(\lambda^2)$ имеют следующий вид:

$$\Phi_o(\lambda^2) = a_o\lambda^4 + a_1\lambda^2 + a_2;\ \Psi_o(\lambda^2) = b_o\lambda^4 + b_1\lambda^2 + b_2.$$

Критерий стабилизируемости сводится к неравенству

$$\Psi = -(b_o a_2 - a_o b_2)^2 + (b_1 a_2 - a_1 b_2)(b_o a_1 - a_o b_1) > 0,$$

критерий собственной динамической устойчивости — к условию $a_1^2 - 4a_o a_2 > 0$.

Согласно [11] условие стабилизируемости объекта управления в развернутом виде выражается неравенством

$$-\frac{\gamma^2}{X_o}(X_1 - X_2)^2(X_1 + kX_2)\times$$
$$\times\left(\left(X_1 + \frac{1 - X_o^2}{2X_0} + \frac{\eta}{2}\right)^2 + k\left(X_2 + \frac{1 - X_o^2}{2X_o} + \frac{\eta}{2}\right)^2 - (1+k)\left(\frac{1 + X_o^2}{2X_o} + \frac{\eta}{2}\right)^2 + \frac{\gamma\eta}{X_o}[X_1 + kX_2 - X_o(1+k)]^2\right) > 0,$$

в котором

$$X_1 = -\frac{1}{l}(l_1\bar{c}_1 + x'_{o1});\ X_2 = -\frac{1}{l}(l_2\bar{c}_2 + x'_{o2});$$

$$X_o = -\frac{x_y}{l};\ \eta = \frac{l_1}{l\,\bar{\omega}_*^2};\ \gamma = \frac{a_{1y}\bar{\omega}_*^2}{l_1(m^0 + m)};\ k = \frac{a_{2y}}{a_{1y}},$$

где X_1, X_2 — безразмерные координаты точек подвески эквивалентных маятников, отсчитываемых от метацентра в сторону, противоположную положительному направлению связанной оси x; l — радиус инерции БР; l_1, l_2 — характерные размеры баков; x'_{01}, x'_{02} — координаты полюсов дна баков, отсчитываемые от метацентра; X_o — безразмерное расстояние от метацентра до точки приложения управляющей силы; x_y — координата точки приложения управляющей силы, отсчитываемая от метацентра; η — параметр, характеризующий вытянутость корпуса БР; $\bar{\omega}_*$ — безразмерная частота собственных колебаний жидкости в баке, связанная с размерной частотой соотношением $\omega_*^2 = \frac{w_{ox} - g_x}{l_1}\bar{\omega}_*^2$; γ — приведенная масса

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

жидкости в первом баке, отнесенная к массе всей БР; $m^0 + m$ — суммарная масса конструкции БР и жидкостей в баках; k — отношение приведенных масс жидкости во втором и первом баках.

Расстояние между метацентром и центром масс БР определяется формулой $\Delta x_G = \dfrac{a_{1y} + a_{2y}}{m^0 + m}$.

Равенство $\Psi = 0$ определяет граничные поверхности, разделяющие области стабилизируемости и нестабилизируемости в пространстве параметров X_0, X_1, X_2.

Уравнениями граничных поверхностей являются уравнения плоскости $X_1 + kX_2 = 0$ и поверхности двоякой кривизны

$$\left(X_1 + \frac{1 - X_0^2}{2X_0} + \frac{\eta}{2}\right)^2 + k\left(X_2 + \frac{1 - X_0^2}{2X_0} + \frac{\eta}{2}\right)^2 -$$

$$-(1+k)\left(\frac{1 + X_0^2}{2X_0} + \frac{\eta}{2}\right)^2 + \frac{\gamma\eta}{X_0}[X_1 + kX_2 - X_0(1+k)]^2 = 0.$$

В плоскости $X_0 = \text{const}$ границы областей стабилизируемости представляют собой прямую, проходящую через начало координат, и эллипс, центр которого расположен в точке с координатами

$$X_1^0 = X_2^0 = \frac{1 - X_0^2 + \eta X_0 - 2\eta\gamma X_0(1+k)}{2(X_0 + \eta\gamma(1+k))}.$$

Эллипс имеет полуоси при $\eta = 0$:

$$a = \frac{|X_0|(1+X_0^2)}{2X_0^2}\sqrt{1+k},\ b = \frac{|X_0|(1+X_0^2)}{2X_0^2}\sqrt{\frac{1+k}{k}}.$$

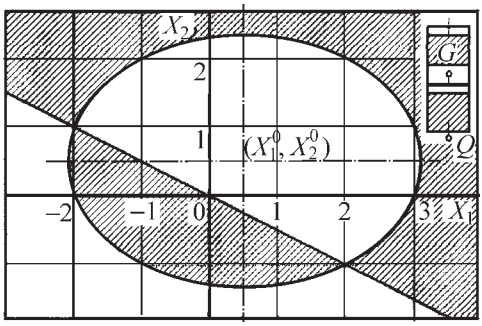
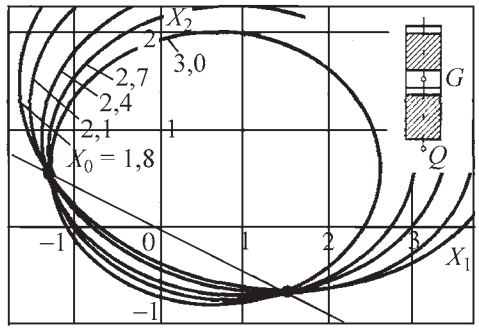
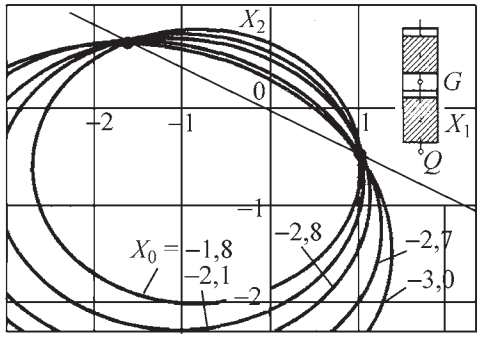


Рис. 5.5.11. Области нестабилизируемости (заштрихованы) для объекта с двумя баками с равными парциальными частотами колебаний жидкости (точка приложения управляющей силы ниже метацентра):
$\gamma = 0{,}1;\ X_0 = 2{,}0;\ \eta = 0{,}5$



а)



б)

Рис. 5.5.12. Влияние расстояния от метацентра до точки приложения управляющей силы на границы нестабилизируемости объекта:
а — метацентр выше точки: $\gamma = 0{,}1,\ \eta = 0$; *б* — метацентр ниже точки: $\gamma = 0{,}1,\ \eta = 0$

На рис. 5.5.11 показаны области нестабилизируемости для объекта с двумя баками и равными парциальными частотами колебаний жидкости (точка приложения управляющей силы ниже метацентра), на рис. 5.5.12 — влияние расстояния от метацентра до точки приложения управляющей силы на границы нестабилизируемости объекта, на рис. 5.5.13 — влияние удлинения объекта на границы нестабилизируемости объекта.

Стабилизация поперечных колебаний БР в диапазоне собственных частот упругих колебаний корпуса. Проектно-конструкторские решения

Предварительно определим частотные передаточные функции БР с упругим корпусом. Датчик угла гироприбора автомата стабилизации регистрирует угол $\Delta\vartheta^*$, который складывается из возмущения угла тангажа $\Delta\vartheta$, со-

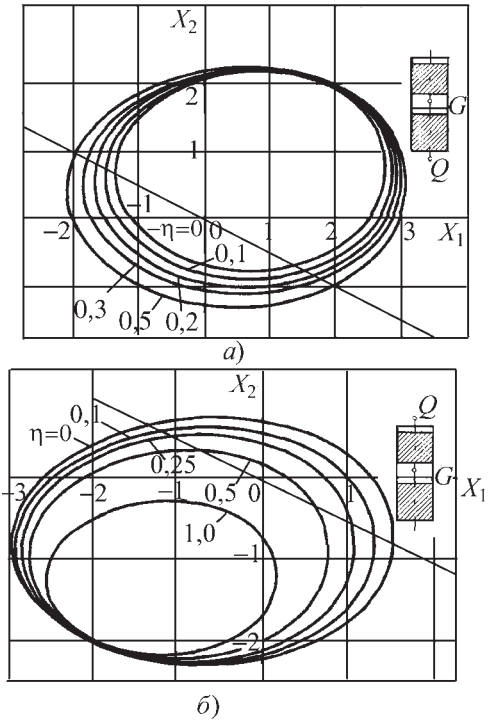


Рис. 5.5.13. Влияние удлинения объекта на границы нестабилизируемости:
а — точка приложения управляющей силы ниже метацентра: $X_0 = 2{,}0$; $k = 2{,}0$; $\gamma = 0{,}05$; *б* — выше метацентра: $X_0 = -2{,}0$; $\gamma = 0{,}1$

ответствующего недеформированному корпусу БР, и дополнительного угла, появляющегося при изгибе корпуса. Обозначим, как и ранее, через x^0 координату поперечного сечения корпуса, в котором расположен гироприбор. Тогда входной сигнал автомата стабилизации определится равенством

$$\Delta\vartheta^* = \Delta\vartheta + \left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x^0}.$$

Используя разложение прогиба $u(x,t)$ упругой линии корпуса в виде ряда по собственным функциям U_k, входной сигнал автомата стабилизации представим в виде ряда

$$\Delta\vartheta^* = \Delta\vartheta + \sum_{k=1}^{\infty}\left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x^0}\Delta g_k,$$

где функция Δg_k соответствует возмущенному движению БР. Считаем также, что при переходе от невозмущенного движения к возмущенному собственные функции U_k изменяются пренебрежимо мало.

В уравнениях возмущенного движения БР с упругим корпусом примем, что $\Delta F_y = 0$, $\Delta M_z = 0$, $\Delta F_k = 0$; $k = 1,2,...$; $\Delta\delta_\vartheta = e^{i\omega t}$.

Решения, соответствующие вынужденному движению БР, найдем из формул:

$$\Delta Y = Ye^{i\omega t},\ \Delta\vartheta = \vartheta e^{i\omega t};\ \Delta g_k = G_k e^{i\omega t},\ k = 1,2,....$$

Для определения величин Y, ϑ, G_k, $k = 1,2,...$ получим систему алгебраических уравнений

$$\left.\begin{aligned}
&(i\omega c_{yy} - \omega^2 m)Y + (i\omega v_y + c_{y\vartheta})\theta + \sum_{k=1}^{\infty} c_{yk}G_k = c_{y\delta};\\
&i\omega c_{\vartheta y}Y + (c_{\vartheta\vartheta} + i\omega\mu_z - \omega^2 J_z)\theta + \sum_{k=1}^{\infty} c_{\vartheta k}G_k = c_{\vartheta\delta};\\
&m_k(\omega_k^2 + i\xi_k\omega - \omega^2)G_k + i\omega c_{ky}Y + c_{k\vartheta}\theta + \sum_{j=1}^{\infty} c_{jk}G_j = c_{k\delta},\\
&k = 1,2,...
\end{aligned}\right\}$$

Бесконечная система алгебраических уравнений может быть редуцирована к конечному виду, если учитывать ограниченное число тонов изгибных колебаний упругого корпуса. Решив систему алгебраических уравнений, найдем функцию $\theta^*(i\omega) = \theta(i\omega) + \sum_{k=1}^{M}\left(\frac{\partial U_k}{\partial x}\right)_{x^0} G_k(i\omega)$ и сигнал на входе в автомат стабилизации $\Delta\vartheta^* = \vartheta^* e^{i\omega t}$.

Здесь число M определяет количество частот и соответствующих форм колебаний упругого корпуса, которые учитываются в задаче устойчивости БР с упругим корпусом. Входной сигнал автомата стабилизации можно привести к виду

$$\Delta\vartheta^* = k_o(\omega)e^{i[\omega t + \varphi_o(\omega)]},$$

где $k_o(\omega)$, $\varphi_o(\omega)$ — АЧХ и ФЧХ БР как объекта управления соответственно, определяемые формулами:

$$k_o(\omega) = \sqrt{[\theta_1^*(\omega)]^2 + [\theta_2^*(\omega)]^2};$$

$$\varphi_o(\omega) = \operatorname{arctg}\frac{\theta_2^*(\omega)}{\theta_1^*(\omega)}.$$

Величины θ_1^*, θ_2^* представляют собой действительную и мнимую части комплекснозначной функции $\theta^*(i\omega)$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Далее будем исходить из того, что на частотах ω, близких к частоте ω_j собственных изгибных колебаний корпуса основную роль в разложении функции $\theta^*(i\omega)$ играет слагаемое $\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^0} G_j(i\omega)$. Таким образом, можно принять, что $\theta^*(i\omega)=\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^0} G_j(i\omega)$, $\omega\approx\omega_j$.

Пренебрегая в уравнениях возмущенного движения БР с упругим корпусом влиянием скорости центра масс и угла тангажа на изгибные колебания корпуса, получим

$$G_j(i\omega)=\frac{c_{j\delta}}{m_j(\omega_j^2+i\xi_j\omega-\omega^2)},\ \omega\approx\omega_j.$$

Выражение для частотной передаточной функции $\theta^*(i\omega)$ примет вид

$$\theta^*(i\omega)=\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^0}}{m_j(\omega_j^2+i\xi_j\omega-\omega^2)}.$$

Из последней формулы определим действительную и мнимую части частотной передаточной функции БР как объекта управления и найдем далее формулы для расчета частотной передаточной функции разомкнутой системы «БР с упругим корпусом — автомат стабилизации»:

$$x=\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^0} k_a(\omega)((\omega_j^2-\omega^2)\cos\varphi_a(\omega)+\xi_j\omega\sin\varphi_a(\omega))}{m_j((\omega_j^2-\omega^2)^2+\xi_j^2\omega^2)};$$

$$y=\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} k_a(\omega)((\omega_j^2-\omega^2)\sin\varphi_a(\omega)-\xi_j\omega\cos\varphi_a(\omega))}{m_j((\omega_j^2-\omega^2)^2+\xi_j^2\omega^2)};\ \omega\approx\omega_j,$$

где $k_a(\omega)$, $\varphi_a(\omega)$ — АЧХ и ФЧХ автомата стабилизации.

Последние формулы можно упростить, исходя из того, что стабилизация упругих колебаний корпуса производится на частотах, близких к ω_j. Считая разность между частотами ω и ω_j малой величиной первого порядка и пренебрегая в последних формулах малыми величинами высших порядков, получим для амплитудно-фазовой характеристики разомкнутой системы «БР с упругим корпусом — автомат стабилизации» уравнение

$$(x-x_o)^2+(y-y_o)^2=R^2;\ \omega\approx\omega_j,$$

где $R^2=x_o^2+y_o^2$; $x_o=\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} k_a(\omega)\sin\varphi_a(\omega)}{2\xi_j m_j\omega_j}$; $y_o=-\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} k_a(\omega)\cos\varphi_a(\omega)}{2\xi_j m_j\omega_j}$.

Уравнение амплитудно-фазовой частотной характеристики разомкнутой системы описывает проходящую через начало координат окружность радиуса R с центром в точке с координатами x_o, y_o.

При сделанных выше допущениях знаменатель передаточной функции БР не будет иметь корней в правой полуплоскости, знаменатель передаточной функции автомата стабилизации также не имеет корней в правой полуплоскости вследствие принятого допущения, что автомат стабилизации имеет собственную динамическую устойчивость. Таким образом, условием устойчивости по Найквисту замкнутой системы «БР с упругим корпусом — автомат стабилизации» будет неохват годографом частотной передаточной функции разомкнутой системы точки с координатами $(x=1,\ y=0)$ во всем диапазоне частот ω_j.

Рассмотрим устойчивость упругих колебаний БР при различных положениях частотной передаточной функции разомкнутой системы на плоскости ее годографа (рис. 5.5.14).

1. $x_o<0$. Центр окружности годографа располагается в левой полуплоскости (рис. 5.5.14), а сама окружность не может охватить точку $(x=1,\ y=0)$. Неравенство $x_o<0$ является, таким образом, достаточным условием устойчивости колебаний упругого корпуса при $\omega\approx\omega_j$.

Представим это условие в развернутом виде:

$$c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o}\sin\varphi_a(\omega)<0;\ \omega\approx\omega_j.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

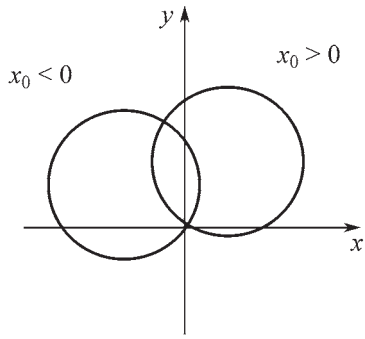


Рис. 5.5.14. Годограф частотной передаточной функции разомкнутой системы «БР с упругим корпусом–автомат стабилизации»

Данное неравенство эквивалентно двум группам неравенств, называемых условиями фазовой стабилизации:

$$\sin\varphi_a(\omega) > 0 \text{ при } c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} < 0;$$

$$\sin\varphi_a(\omega) < 0 \text{ при } c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} > 0.$$

Будем считать, что стабилизация БР осуществляется управляющей силой. В этом случае $c_{j\delta} = c_{y\delta}(U_j)_{x_y}$. Условия фазовой стабилизации примут вид:

$$\sin\varphi_a > 0 \text{ при } (U_j)_{x_y}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} < 0;$$

$$\sin\varphi_a < 0 \text{ при } (U_j)_{x_y}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^o} > 0.$$

Для современных БР характерно размещение управляющих органов в хвостовой части, а размещение гироприбора — в головной части объекта.

Определим условия фазовой стабилизации на первой и второй собственных частотах изгибных колебаний корпуса.

На первой собственной частоте $(U_j)^*_x > 0$; $\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} > 0$, условием фазовой стабилизации на этой собственной частоте изгибных колебаний корпуса будет выполнение неравенства $\sin\varphi_a < 0$ — условия фазового запаздывания.

На второй собственной частоте $(U_j)^*_{x_y} > 0$; $\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} < 0$ и условие фазовой стабилизации — неравенство $\sin\varphi_a > 0$ (условия фазового опережения). Одновременное выполнение различных условий фазовой стабилизации возможно, если частоты собственных колебаний ω_1, ω_2 существенно отличаются друг от друга.

Если стабилизацию БР выполняют с помощью управляющей силы, то в общем случае условия фазовой стабилизации упругих колебаний корпуса определяются системой неравенств

$$\left.\begin{aligned} &\sin\varphi_a(\omega_j) < 0 \text{ при } \left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} > 0; \\ &\sin\varphi_a(\omega_j) > 0 \text{ при } \left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} < 0; \ j = 1, 2, \ldots. \end{aligned}\right\}$$

Последние условия показывают, что правильный выбор положения датчика угла гироприбора по длине корпуса с учетом формы упругих колебаний U_j является эффективным средством обеспечения фазовой стабилизации во всем диапазоне собственных частот упругих колебаний корпуса БР.

2. $x_o > 0$. Центр окружности годографа располагается в правой полуплоскости (рис. 5.5.14). Точка пересечения окружностью положительной полуоси x имеет координату $2x_o$. Согласно критерию Найквиста условие устойчивости замкнутой системы «БР с упругим корпусом — автомат стабилизации» имеет вид $2x_o \le 1$; $\omega \approx \omega_j$. В развернутом виде условие устойчивости выражается неравенством, называемым условием амплитудной стабилизации:

$$\frac{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} k_a \sin\varphi_a}{\xi m_j \omega_j} \le 1; \ \omega \approx \omega_j.$$

Последнее неравенство можно реализовать:

путем модификации АЧХ автомата стабилизации в соответствии с неравенством

$$k_a \le \frac{\xi m_j \omega_j}{c_{j\delta}\left(\frac{\partial U_j}{\partial x}\right)_{x^*} \sin\varphi_a};$$

путем увеличения коэффициентов демпфирования колебаний корпуса БР.

Однако в отличие от демпферов колебаний жидкости, создание демпферов упругих

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

колебаний корпуса, равно как и искусственное увеличение конструкционного демпфирования, представляют собой трудно реализуемые инженерные задачи.

В некоторых случаях задачу стабилизации упругих колебаний корпуса можно решить путем установки дополнительных чувствительных элементов, в качестве которых применяют датчики угловых скоростей.

Способ стабилизации упругих колебаний с помощью установки датчиков углов и угловых скоростей в пучностях форм упругих колебаний корпуса мало эффективен ввиду изменения форм колебаний и места расположения пучностей вследствие выработки топлива в баках БР.

Таким образом, решение проблемы стабилизации может быть получено:

путем максимально точного определения характеристик (собственные частоты, формы, приведенные массы, декременты) низших тонов упругих колебаний корпуса с учетом всех возможных видов разбросов и неопределенностей;

фазовой стабилизацией этих тонов с помощью рационального размещения по длине корпуса датчиков углов и угловых скоростей;

амплитудной стабилизацией высших тонов колебаний корпуса с помощью корректировки характеристик автомата стабилизации и улучшения демпфирующих характеристик корпуса БР.

Исследование устойчивости движения БР по крену

Уравнения движения БР по крену с учетом подвижности топлива получим, проектируя векторное уравнение моментов на связанную ось *Cx*. Полученное уравнение будет содержать величины ускорений $W_{oy} - g_y$, $W_{oz} - g_z$, характеризующие движение БР в плоскостях тангажа и рыскания. Слагаемые, содержащие эти величины, определяют влияние, которое оказывают колебания БР в плоскостях тангажа и рыскания на угловые движения вокруг продольной оси *Cx*. Так как кажущиеся ускорения $W_{oy} - g_y$, $W_{oz} - g_z$ малы, то эффект их влияния будет слабым и им обычно пренебрегают.

Считая топливные емкости БР осесимметричными, для описания колебаний жидкости используем цилиндрическую систему координат, изображенную на рис. 5.5.15. Уравне-

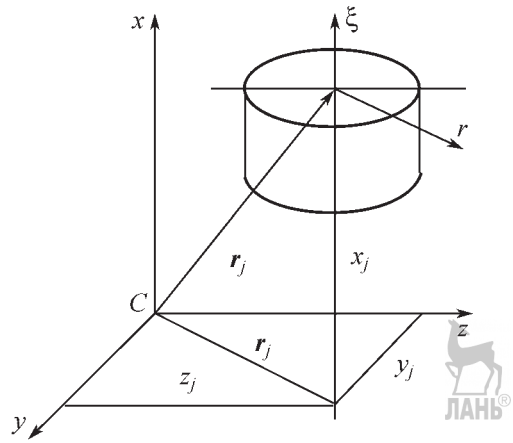


Рис. 5.5.15 Цилиндрическая система координат ξ*r*

ния колебаний БР по крену и соответствующие колебания жидкостей в баках описываются уравнениями:

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} + \pi \sum_{j=1}^{N} \rho_j r_j \int_0^{R_j} \left(\frac{\partial^3 \psi_{jx}}{\partial \zeta \partial t^2} \right)_{\zeta=0} r^2 dr = M_x;$$

$$\operatorname{div} \operatorname{grad} \psi_{jx} = 0 \text{ в объеме } V_j, \ j = 1, 2, ..., N;$$

$$\frac{\partial \psi_{jx}}{\partial n} = 0 \text{ на } l_j, j = 1, 2, ..., N;$$

$$\frac{\partial^2 \psi_{jx}}{\partial t^2} + (W_{ox} - g_x) \frac{\partial \psi_{jx}}{\partial \zeta} + r r_j \frac{d\omega_x}{dt} = 0$$

$$\text{при } \zeta = 0, \ 0 < r < R_j, \ j = 1, 2, ..., N,$$

где r_j — расстояние от оси топливного бака с номером j до продольной оси x БР; l_j — образующая поверхность стенок и днища бака.

Если $r_1 = r_2 = ... = r_N = 0$, то уравнения движения БР по крену с учетом подвижности топлива распадаются на уравнение

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x$$

и однородные дифференциальные уравнения для функций ψ_{jx} с однородными граничными условиями. В этом случае колебания топлива в баках не влияют на угловые движения БР по крену, что соответствует допущениям об осевой симметрии топливных баков и идеальности жидкостей, заполняющих баки. Если в топливном баке, продольная ось которого совпадает с продольной осью БР, установлены продольные демпфирующие перегородки, то

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

движения БР по крену будут вызывать движения жидкости в баке. Возникнет эффект увеличения момента инерции БР вокруг связанной оси *Cx* за счет вовлечения с помощью перегородок в угловые движения по крену части массы жидкости в баке.

Далее уравнения движения БР по крену с учетом подвижности топлива преобразуют в систему обыкновенных дифференциальных уравнений с помощью методики, которая была применена для преобразования интегро-дифференциальных уравнений поперечных колебаний БР. В результате уравнения движения БР по крену можно представить в следующем виде:

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} + \sum_{j=1}^{N} a_{j\gamma} \frac{d^2\alpha_j}{dt^2} = M_x;$$

$$\mu_j \left(\frac{d^2\alpha_j}{dt^2} + \xi_j \frac{d\alpha_j}{dt} + \omega_j^2 \alpha_j \right) + a_{j\gamma} \frac{d\omega_x}{dt} = 0,$$

$$j = 1, 2, ..., N,$$

где $a_{j\gamma} = r_j a_{jy}$.

Функции времени $\alpha_j(t)$ определяют колебания свободных поверхностей жидкостей, которые вызываются угловыми колебаниями корпуса БР вокруг оси *x*.

Линеаризовав уравнения движения по крену, получаем уравнения возмущенного движения БР в плоскости крена, учитывающие подвижность топлива в баках:

$$J_x \frac{d^2\Delta\gamma}{dt} + \mu_x \frac{d\Delta\gamma}{dt} + \sum_{j=1}^{N} a_{j\gamma} \frac{d^2\Delta\alpha_j}{dt^2} = c_{\gamma\delta}\Delta\delta_\gamma + \Delta M_x;$$

$$\mu_j \left(\frac{d^2\Delta\alpha_j}{dt^2} + \xi_j \frac{d\Delta\alpha_j}{dt} + \omega_j^2 \Delta\alpha_j \right) + a_{j\gamma} \frac{d^2\Delta\gamma}{dt^2} = 0,$$

$$j = 1, 2, ..., N,$$

в которых коэффициенты уравнений движения определяются формулами:

$$a_{j\gamma} = r_j \frac{\pi}{4} \rho_j R_j^4, \; c_{\gamma\delta} = -2Pl_x,$$

$$\mu_J = \frac{\pi \rho_J R_j^4}{4\omega_j^2} (W_{ox} - g_x),$$

где *P* — величина управляющей силы по крену; l_x — расстояние между осью x БР и точкой приложения управляющей силы; μ_x, ξ — коэффициенты демпфирования, определяемые расчетно-экспериментальными методами; ω_J — первая частота собственных колебаний жидкости в баке с номером *j*.

Построим частотные передаточные функции БР по крену.

Примем в уравнениях возмущенного движения по крену $\Delta M_x = 0$, $\Delta\delta_\gamma = e^{i\omega t}$, будем считать коэффициенты дифференциальных уравнений «замороженными», а неизвестные функции $\Delta\gamma$, $\Delta\alpha_j$, $j = 1, 2, ..., N$ представим в виде соотношений $\Delta\gamma = \Gamma e^{i\omega t}$; $\Delta\alpha_j = A_j e^{i\omega t}$, $j = 1, 2, ..., N$.

С помощью подстановки данных соотношений в дифференциальные уравнения движения БР по крену трансформируем последние в систему алгебраических уравнений:

$$(i\omega\mu_x - \omega^2 J_x)\Gamma - \omega^2 \sum_{j=1}^{N} a_{j\gamma} A_j = c_{\gamma\delta};$$

$$\mu_j(\omega_j^2 - \omega^2 + i\xi_j\omega)A_j - \omega^2 a_{j\gamma}\Gamma = 0, \quad j = 1, 2, ..., N.$$

Решив данную систему, найдем величины Γ, A_j, которые представляют собой частотные передаточные функции объекта по крену. Далее определяют АЧХ и ФЧХ БР по крену. Например, формулы для расчета АЧХ и ФЧХ для функции Γ имеют вид:

$$k_o(\omega) = \sqrt{\Gamma_1^2(\omega) + \Gamma_2^2(\omega)}; \; \varphi_o(\omega) = \operatorname{arctg} \frac{\Gamma_2(\omega)}{\Gamma_1(\omega)},$$

где $\Gamma_1(\omega)$, $\Gamma_2(\omega)$ — действительная и мнимая части частотной передаточной функции $\Gamma(\omega)$ соответственно.

Зная частотные характеристики $k_a(\omega)$, $\varphi_a(\omega)$ — АЧХ и ФЧХ соответственно автомата стабилизации БР по крену, можно построить годограф частотной передаточной функции разомкнутой системы «БР + автомат стабилизации», координаты *X*, *Y* которого определяются равенствами:

$$X = k_o(\omega)k_a(\omega)\cos[\varphi_o(\omega) + \varphi_a(\omega)];$$
$$Y = k_o(\omega)k_a(\omega)\sin[\varphi_o(\omega) + \varphi_a(\omega)].$$

В соответствии с видом годографа частотной передаточной функции разомкнутой системы, используя критерий Найквиста, можно сделать вывод о локальной устойчивости замкнутой системы «БР + автомат стабилизации».

Годограф разомкнутой системы строят при следующих допущениях: во-первых, частоты ω_j, $j = 1, 2, ..., N$ собственных колебаний жидкостей в баках по своей величине достаточно далеко отстоят друг от друга, так что возмущающая нагрузка с частотой ω может возбудить

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

резонансные колебания топлива только в одном баке, имеющем номер k, и во-вторых, стабилизация колебаний топлива осуществляется вблизи частот ω_k, так что $\omega = \omega_k + \Delta$, где Δ — малая величина. При сделанных допущениях уравнение годографа разомкнутой системы приобретает следующий вид:

$$(X - X_o)^2 + (Y - Y_o)^2 = c_k^2;\ \omega \approx \omega_k,$$

где

$$X_o = -c_k \sin \varphi_a(\omega_k);$$
$$Y_o = c_k \cos \varphi_a(\omega_k);$$
$$c_k = -\frac{k_a(\omega_k) a_{k\gamma}^2 c_{\gamma\delta}}{2\xi_k \omega_k \mu_k J_x^2}.$$

Коэффициент c_k всегда положителен, так как коэффициент $c_{\gamma\delta}$ всегда отрицателен. В соответствии с этим условия фазовой стабилизации БР по крену согласно критерию Найквиста определяются неравенствами $\sin \varphi_a(\omega_k) > 0$, $k = 1, 2, ..., N$.

Фазовая стабилизация колебаний топлива обеспечивается путем реализации в автомате стабилизации фазового опережения в диапазоне частот, охватывающем частоты собственных колебаний жидкости $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_N$.

В случае невозможности осуществления фазовой стабилизации колебаний топлива устойчивость объекта осуществляется средствами амплитудной стабилизации. Условие амплитудной стабилизации колебаний топлива можно записать в виде неравенства

$$\frac{k_a(\omega_k) a_{k\lambda}^2 c_{\gamma\delta} \sin \varphi_a(\omega_k)}{\xi_k \omega_k \mu_k J_x^2} < 1,\ k = 1, 2, ..., N.$$

Средства амплитудной стабилизации колебаний топлива те же, что и случае обеспечения устойчивости поперечных колебаний топлива в баках:

модификация АЧХ автомата стабилизации в целях снижения коэффициента усиления автомата стабилизации на частоте ω_k;

увеличение коэффициента демпфирования ξ колебаний жидкости с помощью устанавливаемых в баке демпфирующих устройств.

5.5.3. ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ БР

Продольные колебания БР возникают вследствие разнообразных случайных воздействий внутреннего и внешнего происхождения:

при случайном внешнем воздействии нагрузки на корпус БР;

пульсации давления в камере сгорания ЖРД;

действии донного давления и т.п.

Например, случайные внешние возмущения аэродинамического происхождения могут вызвать продольные колебания упругого корпуса, топливных баков и жидкостей в них. Возникшие колебания давления и расхода жидкостей в баках порождают колебания давления и расхода в топливоподающих магистралях, насосах ТНА, пульсации давления в камере сгорания ЖРД, колебания тяги двигателя и снова колебания корпуса БР. Начальные колебания замкнутой системы, включающей корпус, топливоподающие магистрали и ЖРД, будут иметь неустойчивый характер и усиливаться по времени, если энергия вибрации, сообщаемая замкнутой системе двигателем, превышает рассеяние энергии вибраций, обусловленное работой сил трения. Схема возникновения продольных неустойчивых колебаний БР показана на рис. 5.5.16.

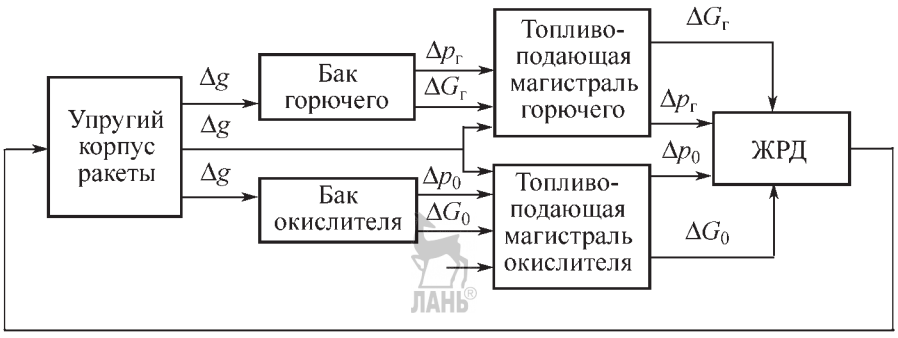


Рис. 5.5.16. Схема возникновения продольных неустойчивых колебаний БР

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Возникновение продольной неустойчивости характерно для большинства БР как отечественных, так и зарубежных, таких как «Юпитер», «Тор-Аджена», «Атлас-Аджена», «Титан-1», «Титан-2», «Титан-3», «Сатурн-5», «Диамант», «Восток» и др. Потеря устойчивости может и не привести к разрушению конструкции, но создает недопустимо высокий уровень вибрационных нагрузок на конструкцию, оборудование и на экипаж в пилотируемых полетах.

Динамика процессов в замкнутой системе будет определяться нелинейными факторами, влияние которых с увеличением амплитуды колебаний будет нарастать, поэтому колебания в системе перейдут в почти стационарный одночастотный колебательный процесс, имеющий характер автоколебаний. Источником энергии автоколебаний является ДУ.

Автоколебания приводят к возникновению больших продольных динамических нагрузок на корпус БР вследствие интенсивной пульсации тяги двигателя, недопустимых по уровню пульсаций давления на входе в насосы горючего или окислителя, а также к интенсивным вибрациям топливоподающих магистралей.

В системе, состоящей из корпуса БР с топливными баками, топливных магистралей и ЖРД, можно выделить отдельные замкнутые системы, в которых возможно возникновение автоколебаний. Одна из таких замкнутых систем — система, включающая топливоподающую магистраль и центробежный насос. Во всасывающей части насоса возникает кавитация, вызывающая изменения скорости жидкости и давления в магистрали, что, в свою очередь, влияет на образование кавитационных каверн.

Автоколебания возможны также в другой замкнутой системе, состоящей из топливной магистрали и ЖРД. Колебания давления в топливной магистрали вызывают пульсации давления в камере сгорания и тяги ЖРД, что ведет к колебаниям скорости жидкости и давления в магистрали.

Топливный бак с системой наддува также образуют замкнутую колебательную систему, вследствие того, что пульсации давления в газовой подушке над жидкостью через регулятор давления передаются на источник рабочего тела для наддува.

В математической модели продольного движения БР должна быть учтена существующая неразрывная связь между упругими продольными колебаниями корпуса БР с топливными баками и жидкостей в баках и топливоподающих магистралях, а также связь последних с колебательными процессами в ЖРД.

Основные допущения, на которых основывается математическая модель продольных колебаний те же, что и при рассмотрении поперечных колебаний жидкостей в баках и упругого корпуса. Однако приходится использовать некоторые дополнительные допущения, наиболее существенные из которых — пренебрежение деформациями свободных поверхностей жидкостей в баках в процессе их продольных колебаний и учет сжимаемости жидкостей при рассмотрении продольных колебаний жидкостей в топливоподающих магистралях. Будем пренебрегать продольными силами, действующими на корпус, гидростатическим давлением жидкости, давлением газа, заполняющего свободный объем над жидкостью, и изменениями гидростатического давления в возмущенном движении.

В дальнейшем будем считать, что топливный бак имеет форму кругового цилиндра с днищами в форме пологих сферических оболочек. Пологость нижнего днища принимается такой, чтобы можно было в ряде случаев пренебречь отличием в направлении внутренней нормали к срединной поверхности днища от направления продольной оси топливного бака.

В задачах определения продольных колебаний жидкости в баке начало связанной системы координат помещается в центре плоскости нижнего торцевого шпангоута, либо в центре свободной поверхности жидкости соответствующего топливного бака (рис. 5.5.15).

Комплекс работ в целях стабилизации продольного движения БР включает:

теоретический анализ проблемы продольной устойчивости;

составление и обоснование соответствующих математических моделей колебаний корпуса БР, жидкостей в баках, топливоподающих магистралей и двигателя;

расчеты областей устойчивости продольных колебаний БР;

экспериментальные исследования и проведение, если это необходимо, доработок конструкции БР с целью решить проблемы продольной устойчивости.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Продольные колебания топливных баков БР

В возмущенном движении корпуса БР и баков учтем только осесимметричные колебания упругой оболочки и жидкости. Будем считать, что колебания топлива вызываются изменением радиуса бака вследствие изменения давления, а не растяжения или сжатия оболочки.

Вначале рассмотрим свободные продольные колебания жидкости в упругом топливном баке. Эти колебания будут вызываться не только продольными колебаниями корпуса БР как абсолютно жесткого объекта, но и колебаниями упругого днища бака в направлении его продольной оси и стенок бака в радиальном направлении. Влияние упругого днища бака и стенок бака на продольные колебания жидкости рассматриваются независимо друг от друга [9].

Рассмотрим задачу о продольных колебаниях жидкости в баке с упругой цилиндрической оболочкой и жестким днищем. Цилиндрическую оболочку представим в виде набора упругих колец, каждое из которых деформируется только в радиальном направлении. Колебания жидкости определим потенциалом скоростей Φ_1. Согласно [9] потенциал Φ_1 равен

$$\Phi_1 = \sum_{k=1}^{\infty} D_k I_0\left(\nu_k \frac{r}{R}\right)\cos\left(\nu_k \frac{\zeta + H}{R}\right) i\omega_k e^{i\omega_k t},$$

где D_k — произвольная постоянная; I_0 — модифицированная функция Бесселя первого рода нулевого порядка; $\nu_k = \dfrac{(2k-1)\pi R}{2H}$, $k = 1, 2, ..;$ ζ, r — цилиндрические координаты, причем при выводе формулы начало цилиндрической системы координат помещено в центре свободной поверхности жидкости; H — высота жидкости в баке; ω_k — частоты собственных продольных колебаний жидкости.

Частоты собственных продольных колебаний жидкости в цилиндрическом баке с жестким днищем и упругими стенками определяются формулой

$$\omega_k^2 = \frac{\Omega^2 \rho_0 h \nu_k I_1(\nu_k)}{\rho_0 h \nu_k I_1(\nu_k) + \rho R I_0(\nu_k)},$$

где $\Omega = \dfrac{1}{R}\sqrt{\dfrac{E}{\rho_0}}$ — частота собственных радиальных колебаний кольца радиуса R и единичной ширины; ρ_0, ρ — плотность материала бака и жидкости соответственно; I_1 — модифицированная функция Бесселя первого порядка первого рода; E — модуль упругости материала.

Далее приведем материалы результатов решения задачи о продольных колебаниях жидкости в цилиндрическом баке, имеющем жесткие стенки и упругое днище, выполненное в виде пологой сферической оболочки. При решении этой задачи используют цилиндрическую систему координат ζ, r, начало которой помещено в центре свободной поверхности жидкости.

Потенциал Φ_2 продольных колебаний жидкости находят из соотношения

$$\Phi_2 = \sum_{j=1}^{\infty} \frac{d\beta_j}{dt}\left(\sum_{k=1}^{\infty} b_{jk} J_0\left(\frac{\lambda_k r}{R}\right)\mathrm{sh}\left(\frac{\lambda_k \zeta}{R}\right) + a_j \zeta\right),$$

где J_0 — функция Бесселя первого рода нулевого порядка; β_j — функция, определяющая изменение по времени потенциала Φ_2. Коэффициенты b_{jk}, a_j определяются формулами:

$$b_{jk} = \frac{4R\nu_j J_1(\nu_j)}{\lambda_k J_0(\lambda_k)(\nu_j^2 - \lambda_k^2)\mathrm{ch}\left(\dfrac{\lambda_k H}{R}\right)}; \quad a_j = \frac{4J_1(\nu_j)}{\nu_j}.$$

Частоты собственных продольных колебаний жидкости в цилиндрическом баке с жесткими боковыми стенками и упругим днищем, выполненным в виде пологой сферической оболочки, характеризуются формулой [10]:

$$\omega_k^2 = \frac{Eh}{\rho_0 R^3}\left[\frac{h^2\gamma_k^4}{12R^2(1-\nu^2)} + \frac{R^2}{r_a^2}\right]\gamma_k \mathrm{cth}\,\gamma_k \frac{H}{R},$$

где γ_k — корни уравнения $J_1(\gamma) = 0$; $\gamma_1 = 3{,}83...$; $\gamma_2 = 7{,}02...$; $\gamma_3 = 10{,}2...$; ν — коэффициент Пуассона; r_a, h — радиус и толщина днища бака соответственно.

В общем случае, когда стенки цилиндрического бака и днище в виде пологой сферической оболочки — упругие, частоты собственных продольных колебаний жидкости и приведенные массы можно определить по графикам рис. 5.5.17, на которых представлены зависимости безразмерных собственных частот колебаний жидкости $\lambda_k = \omega_k\sqrt{\dfrac{\rho_0 R^3}{E_c h_c}}$ и коэффициентов приведенных масс η_k от относительной глубины заполнения $\chi = \dfrac{H}{R}$ при различных значениях параметра $\eta = \dfrac{Eh}{E_c h_c}$, где E_c, h_c — модуль

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

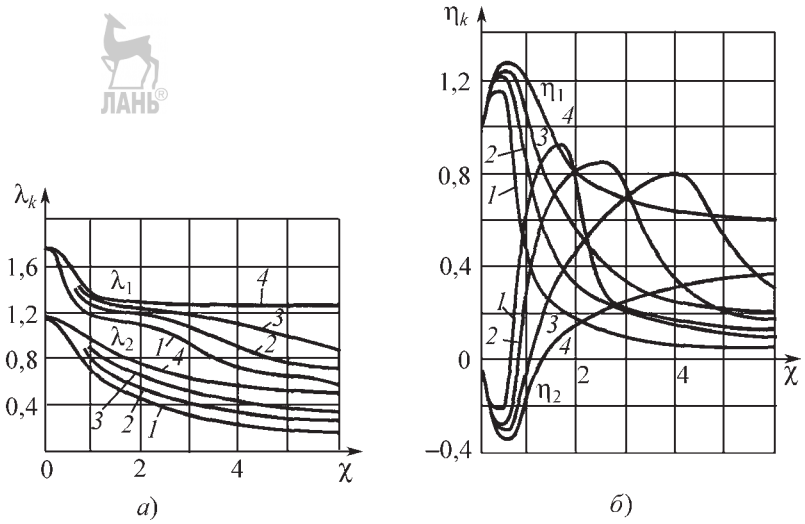


Рис. 5.5.17. Безразмерные частоты λ_k собственных продольных колебаний жидкости (*а*) и приведенные массы η_k жидкости (*б*) для цилиндрического бака с днищем в виде пологой сферической оболочки:
1, *2*, *3*, *4* — $\eta = 1, 2, 4, \infty$ соответственно

упругости материала и толщина стенок сферического днища соответственно. Кривые *1*, *2*, *3*, *4* соответствуют значениям $\eta = 1, 2, 4, \infty$ соответственно [10]. Приведенные массы m_k жидкости определяются по формуле $m_k = m\eta_k$, где m — масса жидкости в баке.

Для сферического бака зависимости безразмерной собственной частоты λ_k продольных колебаний жидкости и коэффициента η_k приведенной массы от относительного уровня заполнения бака приведены на рис. 5.5.18 для трех низших тонов колебаний $k = 1, 2, 3$ (кривые *1*, *2*, *3* соответственно [10]). Формулы для частот собственных колебаний и приведенных масс имеют вид:

$$\omega_k^2 = \lambda_k^2 \frac{Eh}{\rho R^3}; \quad m_k = m\eta_k.$$

Абсолютное движение жидкости в направлении связанной оси x состоит из двух частей: переносного движения вместе с сило-

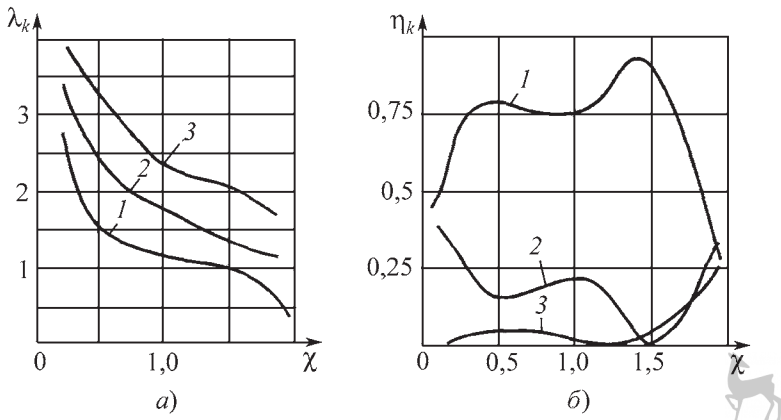


Рис. 5.5.18. Безразмерные частоты собственных продольных колебаний жидкости (*а*) и приведенные массы жидкости (*б*) для сферического бака:
1, *2*, *3* — $k = 1, 2, 3$ соответственно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вым шпангоутом бака и движения жидкости относительно системы координат, связанной с силовым шпангоутом. Потенциал абсолютной скорости жидкости равен

$$\Phi = \dot{u}_k(x - H) + \Phi_1 + \Phi_2,$$

где $\dot{u}_k$ — скорость переносного движения силового шпангоута топливного бака.

Колебания давления жидкости на дно бака рассчитывают согласно соотношению $p = -\rho\dfrac{\partial\Phi}{\partial t}$, в котором производная по времени от потенциала скорости жидкости вычисляется при $x = -h_a$, где h_a — расстояние от силового шпангоута до места забора топлива из бака.

Продольные колебания упругого корпуса БР с топливными баками

При расчете продольных колебаний корпус БР представляют в виде прямого неоднородного стержня с упруго подвешенными механическими осцилляторами.

Жидкость, колеблющуюся в топливном баке в продольном направлении, заменяют системой осцилляторов таким образом, чтобы осевая динамическая сила от колебаний жидкости была равна динамической силе от колебаний системы осцилляторов при любой частоте и амплитуде колебаний корпуса. Величины сосредоточенных масс и жесткостей пружин каждого осциллятора должны быть выбраны так, чтобы частота собственных колебаний осциллятора была равна частоте собственных колебаний жидкости соответствующего тона. Теоретически сумма масс всех осцилляторов должна быть равна массе жидкости в топливном баке.

Так как практически колеблющуюся массу жидкости в баке заменяют ограниченным числом осцилляторов, соответствующих колебаниям топлива на низших собственных частотах, то суммарная масса всех осцилляторов будет меньше массы топлива в баке. За точки расположения сосредоточенных масс жидкости, т.е. масс осцилляторов, принимают центры упругих днищ баков. Точками подвеса осцилляторов являются силовые шпангоуты нижних днищ топливных баков.

Масса топлива, которая не учитывается в системе механических осцилляторов, включается в массу силового шпангоута, к которому крепятся осцилляторы.

Схема динамической модели продольных колебаний корпуса представлена на рис. 5.5.19.

В соответствии с этой моделью уравнение вынужденных продольных колебаний корпуса БР имеет вид:

$$m(x)\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - \frac{\partial}{\partial x}\left(EF(x)\frac{\partial u}{\partial x} + b(x)\frac{\partial^2 u}{\partial x \partial t}\right) = q(x,t) + \sum_{ik} N_{ik}\delta(x, x_i);$$

граничные условия $\dfrac{\partial u}{\partial x} = 0$ при $x = a;\ b,$

где $q(x,t)$ — распределенная нагрузка, действующая на корпус, которую представим в виде произведения $q(x,t) = g(t)P(x)$; N_{ik} — сосредоточенная сила, передаваемая на силовой шпангоут с номером i от осциллятора с номером k, величина этой силы определяется массой m_{ik} осциллятора и его ускорением согласно

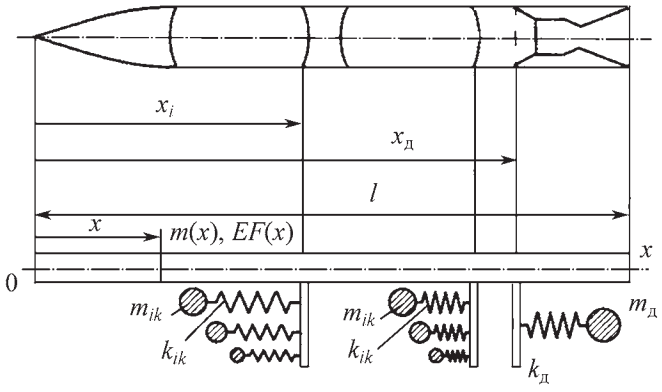


Рис. 5.5.19. Динамическая модель продольных колебаний корпуса с баками, заполненными жидкостью

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

но формуле $N_{ik} = -m_{ik}\dfrac{d^2u_{ik}}{dt^2}$; $\delta(x, x_i)$ — дельта-функция Дирака.

Уравнение вынужденных продольных колебаний корпуса БР дополняется уравнениями колебаний осцилляторов:

$$\frac{d^2u_{ik}}{dt^2} + \omega_k^2 u_{ik} = \frac{d^2u_i}{dt^2}; \quad i = 1, 2, ..., N; \quad k = 1, 2, ...$$

Собственные продольные колебания корпуса описываются дифференциальным уравнением

$$m(x)\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - \frac{\partial}{\partial x}(EF(x))\frac{\partial u}{\partial x} = \sum_{ik} N_{ik}\delta(x, x_i)$$

и граничными условиями $\dfrac{\partial u}{\partial x} = 0$ при $x = a; b.$

Данная краевая задача дополняется соотношением для определения N_{ik} и системой уравнений, описывающих колебания u_{ik} осцилляторов.

Если принять $m^*(x) = m(x) + \sum_{ik} m_{ik}\delta(x, x_i)$, то уравнение собственных продольных колебаний корпуса можно свести к уравнению относительно функции $U(x)$

$$\frac{d}{dx}\left[EF(x)\frac{dU}{dx}\right] = -\omega^2 m(x)U$$

и граничным условиям $\dfrac{dU}{dx} = 0$ при $x = a;\ b,$

образующим краевую задачу, которая определяет собственные функции $U(x)$ и частоты ω собственных продольных колебаний корпуса.

Решение краевой задачи можно провести следующим образом. Корпус БР разбивают на участки, на каждом из которых характеристики сечений постоянны. Для каждого такого участка:

$$\frac{d^2U}{dx^2} + \alpha^2 U = 0;\ \alpha^2 = \frac{m\omega^2}{EF} \text{ и } \frac{dU}{dx} = 0 \text{ при } x = a; b.$$

Введем обозначения $\dfrac{dU}{dx} = \tilde{f}_1$ и $U = \tilde{f}_2$, тогда краевая задача запишется в нормальном виде:

$$\frac{d\tilde{f}_1}{dx} = \alpha^2 \tilde{f}_2;\ \frac{d\tilde{f}_2}{dx} = \tilde{f}_1 \text{ и } \tilde{f}_1 = 0 \text{ при } x = a; b.$$

Выбираем $\alpha = \alpha_1$, а на левом конце корпуса ($x = a$) принимаем $\tilde{f}_2(a) = 1$; $\tilde{f}_1(a) = 0$. После проведения интегрирования уравнений по длине корпуса на его правом конце ($x = b$) получим $\tilde{f}_2(b), \tilde{f}_1(b)$. Если между участками с номерами i и $i+1$ имеется сечение с упруго подвешенными сосредоточенными массами, то в процессе интегрирования уравнений при переходе от i-го участка к $(i+1)$-му участку необходимо учитывать скачок осевой силы, равный

$$N_{ik} = -\omega_k^2 m_{ik}\frac{U_j(x_i)}{1 - \left(\dfrac{\omega_j}{\omega_{ik}}\right)^2},$$

где $U_j(x_i)$ — величина формы колебаний корпуса в сечении x_i; ω_{ik} — частота собственных колебаний k-го осциллятора в i-м сечении.

Краевое условие на правом конце корпуса используется для проверки правильности задания α_1. Варьируя α, можно добиться выполнения равенства $\tilde{f}_1(b) = 0$. Значение $\alpha = \alpha^*$, при котором выполняется последнее равенство, будет собственным значением краевой задачи о продольных упругих колебаниях корпуса. По величине α^* вычисляют собственную частоту $\omega^* = \alpha^*\sqrt{\dfrac{EF}{m}}$. Форма упругой линии корпуса при $\alpha = \alpha^*$ — искомая форма собственных продольных колебаний U^*.

Частоты и формы собственных упругих колебаний корпуса также могут быть получены экспериментальным путем [7].

Первые четыре частоты и формы продольных колебаний корпуса БР «Сатурн-5» для различных условий полета представлены на рис. 5.5.20.

Колебания топливоподающих магистралей

Рассмотрим продольные одномерные колебания столба жидкости в длинном трубопроводе, целиком заполненном жидкостью. Поперечное сечение трубопровода — круговое. Скорость невозмущенного потока жидкости в трубе мала по сравнению со скоростью звука в невозмущенной жидкости, а возмущения давления Δp и скорости жидкости Δv считаются малыми по сравнению с их невозмущенными значениями.

Граничные условия для колеблющейся жидкости определяются физическими условиями движения в начальном и концевом сечениях трубопровода. В качестве начального сечения трубы примем место ее при-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

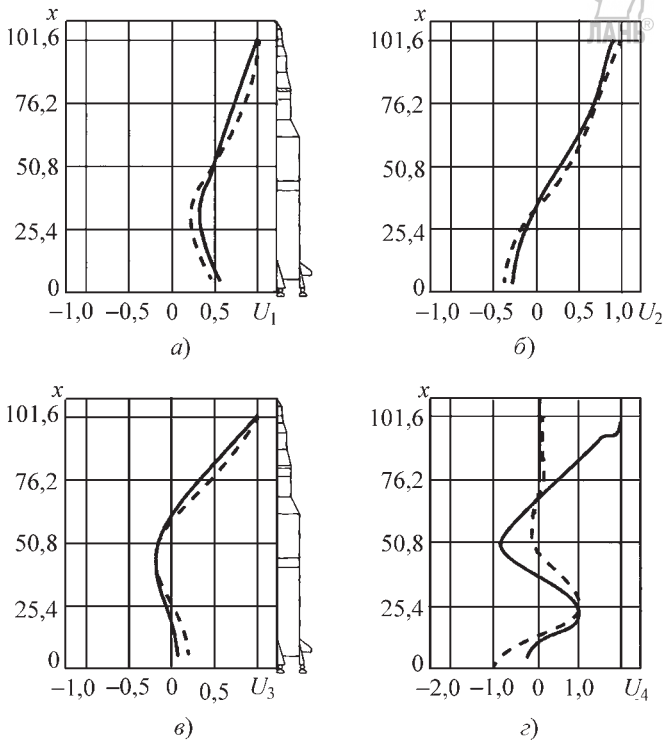


Рис. 5.5.20. Первые четыре частоты и формы продольных колебаний корпуса БР «Сатурн-5»: *а* — форма первого тона: $f_1 = 3{,}75$ Гц; *б* — форма второго тона: $f_2 = 4{,}39$ Гц; *в* — форма третьего тона: $f_3 = 6{,}34$ Гц; *г* — форма четвертого тона: $f_4 = 7{,}04$ Гц; ——— — расчет; – – – – — натурные динамические испытания

соединения к насосу ТНА, концевым сечением трубы будем считать место ее стыка с топливным баком. Примем, что кавитация на входе в насос ТНА пренебрежимо мала, а начальное сечение — акустически закрыто. Если имеется существенная кавитация, то граничные условия в начальном сечении будут иметь более сложный вид. Концевое сечение трубы полагаем акустически открытым.

Собственные колебания жидкости в трубопроводе описываются волновым уравнением

$$\frac{\partial^2 \Delta p}{\partial t^2} - a_0^2 \frac{\partial^2 \Delta p}{\partial x^2} = 0$$

с граничными условиями:

в начальном сечении трубопровода, $x = 0$, $\frac{\partial \Delta p}{\partial x} = 0$;

в концевом сечении трубопровода, $x = l$, $\Delta p = 0$, здесь l — длина трубопровода.

Если стенки трубы абсолютно жесткие, то в волновом уравнении $a_0 = \sqrt{\frac{k}{\rho_0}}$, где k — модуль упругости жидкости, ρ_0 — невозмущенная плотность жидкости, если стенки трубы податливы в радиальном направлении, а жидкость — абсолютно жесткая, то $a_0 = \sqrt{\frac{\delta E}{2R_0\rho_0}}$.

В общем случае:

$$a_0 = \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho_0}{k} + \frac{2R_0\rho_0}{\delta E}}}. \qquad (5.5.9)$$

Решая волновое уравнение совместно с граничными условиями, найдем функцию $\eta_n(x)$, представляющую собой собственную форму колебаний давления $\eta_n(x) = c_n \sin \beta_n x$, где β_n — собственные значения краевой зада-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

чи, расчет которых производится по формуле $\beta_n = \frac{(2n+1)\pi}{2l_s}$, $n = 0, 1, 2, ...$, c_n — произвольные постоянные, определяемые из условия нормирования для функций $\eta_n(x)$.

Частоты собственных колебаний давления жидкости в трубопроводе определяются соотношением $\omega_n = \beta_n a_0$.

Влияние кавитации в насосах на динамические характеристики топливных магистралей

Подача топлива в камеру сгорания двигателя осуществляется центробежными насосами со шнеком. Схема центробежного топливного насоса со шнеком представлена на рис. 5.5.21. При этом возможны нарушения сплошности жидкости, которые сопровождаются образованием в ней полостей, заполненных паром или выделившимся из жидкости газом. Кавитационные полости (каверны) возникают в тех местах потока жидкости, где давление становится меньше некоторого критического значения. Несмотря на то, что при проектировании системы подачи топлива в двигатель на входе в насосы создается необходимое давление, гарантированно превышающее критическое, перед насосом образуется некоторое количество кавитационных каверн, что существенным образом влияет на частоты продольных колебаний жидкости в трубопроводе. Так как кавитационные каверны возникают по месту локально, то можно считать, что в месте стыка трубопровода и насоса имеется сосредоточенная упругость, обусловленная наличием газовых пузырьков — кавитационных каверн.

Так как жесткость кавитационных каверн мала, то кавитационные явления в насосах ведут к снижению частот собственных колебаний жидкости в топливных магистралях. Это может привести как к ухудшению, так и к улучшению продольной устойчивости БР в зависимости от взаимного расположения частот собственных колебаний жидкости в расходных магистралях и частот собственных колебаний корпуса БР.

Для подачи топлива в ЖРД используют шнекоцентробежные насосы, особенностью которых являются высокие антикавитационные свойства вследствие способности шнеков сохранять развиваемый ими напор до весьма низких величин входного давления. Формы кавитации в шнекоцентробежных насосах зависят от их конструктивных параметров и режимов работы.

Распространенные формы кавитации:

струйное кавитационное обтекание лопаток шнека;

щелевая кавитация, возникающая в зазоре между шнеком и корпусом насоса;

втулочная кавитация, наблюдаемая в виде жгута, распространяющегося от шнека вверх по потоку;

кавитация в обратных токах, возникающая на корпусе насоса перед лопатками шнека.

Сложность, разнообразие форм и недостаточная изученность кавитационных явлений

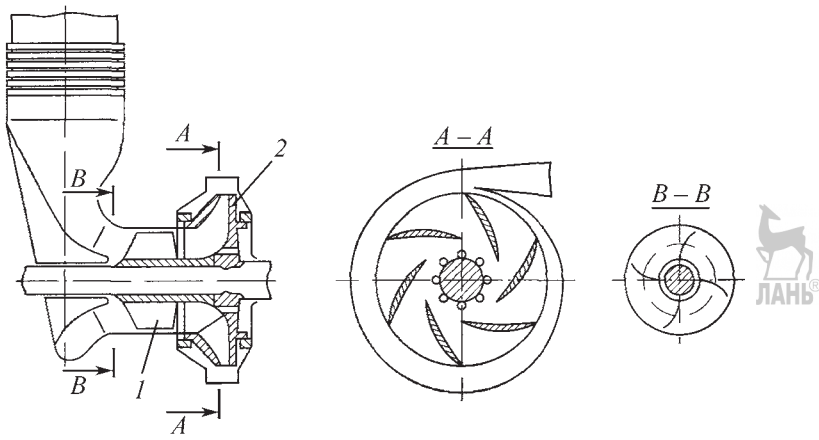


Рис. 5.5.21. Схема центробежного топливного насоса со шнеком:
1 — шнековый преднасос; *2* — центробежный насос

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

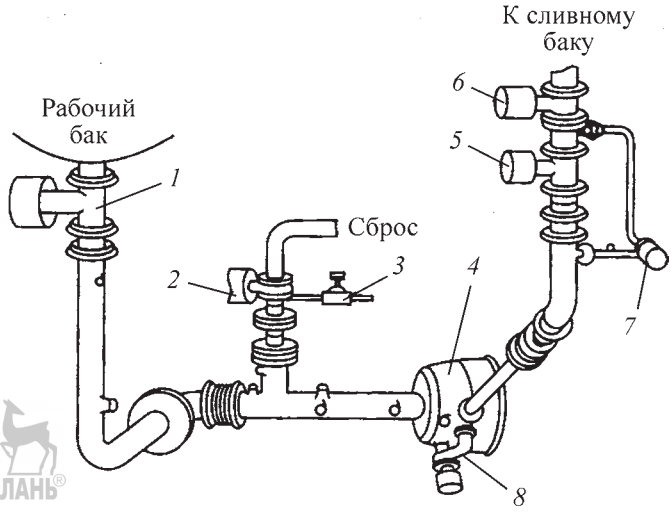


Рис. 5.5.22. Стенд для определения динамических характеристик насосов:
1 — пусковой клапан; *2* — пульсатор; 3 — дренажный клапан; *4* — насос; *5* — дроссельный кран; *6* — отсечной клапан; *7* — пульсатор; *8* — дроссель

в насосах препятствуют созданию надежных расчетных методов определения податливости кавитационных каверн в насосах.

Наиболее надежным способом определения динамических характеристик насосов являются их испытания на стендах. Основной интерес представляет экспериментальное определение частотных характеристик, которые связывают колебания давления на входе в насос с колебаниями расхода в том же сечении и колебаниями давления на выходе из насоса.

Типичный стенд для определения динамических характеристик (рис. 5.5.22) содержит топливоподающие магистрали, насос, устройства для возбуждения колебаний на входе и выходе из насоса, приводы этих устройств, с помощью которых изменяются частоты и амплитуды параметров возбуждения в заданном диапазоне. В состав стенда входят также устройства измерения давления и расхода на входе и выходе из насоса.

Измеряемые частотные характеристики связывают амплитуды колебаний давления на входе в насос с колебаниями расхода в том же сечении и с колебаниями давления и расхода на выходе из насоса. Данные характеристики используют для определения упругих и инерционных показателей проточной части насоса. Таким способом можно получить характеристики каверн на входе в шнек при скрытой кавитации. В частности, для двигателя J-2 (США) была получена динамическая модель, включающая две сосредоточенные упругости (каверны) на входе и выходе из шнека, разделенные столбом жидкости, заполняющей шнек.

Будем считать, что влияние каверн может быть учтено с помощью сосредоточенной упругости, помещенной в месте стыка трубопровода с насосом.

Граничное условие в сечении трубопровода, содержащем сосредоточенную упругость, может быть представлено в виде равенства

$$F_{\text{т}} \frac{\partial \Delta p}{\partial x} - \frac{\rho V_0}{p_0} \frac{\partial^2 \Delta p}{\partial t^2} = 0,$$

где $F_{\text{т}}$ — площадь поперечного сечения трубопровода; p_0, V_0 — давление и суммарный объем кавитационных каверн соответственно.

С учетом последнего условия спектр частот собственных продольных колебаний жидкости в трубопроводе определится уравнением $\operatorname{ctg} \mu = \dfrac{ka_0^2}{Fl}\mu$, в котором приняты следующие обозначения: $\mu = \dfrac{\omega l}{a_0}$; $k = \dfrac{\rho V_0}{p_0}$.

Уравнение спектра частот собственных продольных колебаний жидкости в трубопроводе может быть легко решено графиче-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

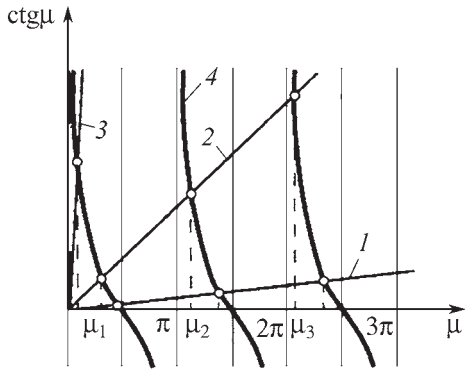


Рис. 5.5.23. Частоты собственных продольных колебаний жидкости в трубопроводе, имеющем сосредоточенную упругость:

1, *2*, *3* — зависимости $\frac{Ka_0^2}{Fl}\mu$ от параметра μ при значениях K, равных соответственно K_1, K_2, K_3, причем $K_3 > K_2 > K_1$; *4* — ctg μ

ски (рис. 5.5.23). Корни уравнения образуют бесконечную последовательность чисел μ_k, $k = 1, 2, \ldots$. Согласно рис. 5.5.23 увеличение объема сосредоточенной упругости ведет к уменьшению всех чисел μ_k и, соответственно, всех собственных частот ω_k продольных колебаний жидкости в трубопроводе.

С помощью представления давления в трубопроводе в виде ряда $\Delta p(x,t) = \sum_{n=1}^{s} \beta_n(t)\eta_n(x)$, где функция $\beta_n(t)$ определяет зависимость колебаний столба жидкости в топливоподающей магистрали от времени, а число s — количество учитываемых форм колебаний столба жидкости, уравнение колебаний жидкости в магистрали сводится к обыкновенным дифференциальным уравнениям.

Динамические характеристики ЖРД

Динамические процессы, происходящие в ЖРД, имеют широкий частотный спектр — от нескольких герц до нескольких тысяч герц. В проблеме продольной устойчивости исследуемый диапазон частот колебаний располагается в пределах до 20...30 Гц. Считается, что высокочастотные колебания в ЖРД мало связаны с низкочастотными и их влияние на продольную устойчивость несущественно.

На низкочастотные динамические процессы в ЖРД сильное влияние оказывает принципиальная схема ЖРД, в том числе, схема подачи топлива в камеру сгорания двигателя.

В настоящее время применяют насосные системы подачи топлива, где давление, необходимое для подачи топлива в камеру сгорания, создается специальными насосами, для привода которых используются газовые турбины. Насосы горючего и окислителя, а также турбина объединены в ТНА. В качестве топлива для турбин используют обычно основные компоненты топлива БР, в некоторых случаях — специальные топлива. Рабочее тело для привода турбины создается в газогенераторе.

По способу использования газогенераторного газа различают два типа ЖРД: без дожигания генераторного газа и с дожиганием его в основной камере сгорания двигателя.

На рис. 5.5.24 представлена типичная схема ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа. Основная масса окислителя G_o и горюче-

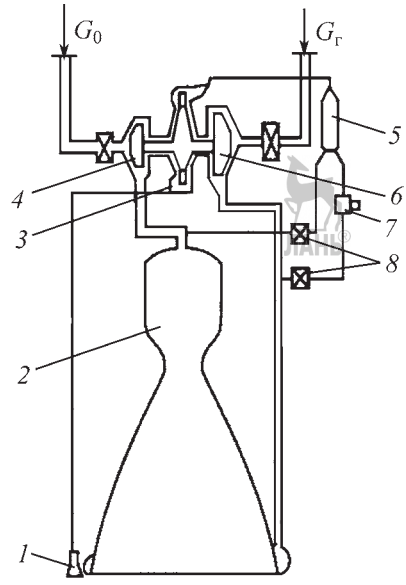


Рис. 5.5.24. Схема ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа:

1 — выхлоп газа после турбины; *2* — камера сгорания; 3 — газовая турбина; *4* — насос окислителя; *5* — газогенератор; *6* — насос горючего; 7 — регулятор тяги двигателя; *8* — пусковые клапаны

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

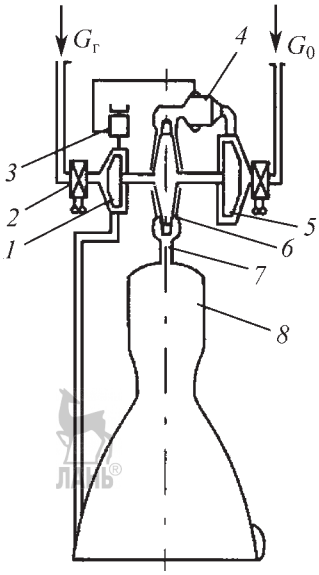


Рис. 5.5.25. Схема ЖРД с дожиганием генераторного газа:
1 — насос горючего; *2* — пусковые клапаны; 3 — регулятор тяги двигателя; *4* — газогенератор; 5 — насос окислителя; *6* — газовая турбина; *7* — газовод; *8* — камера сгорания

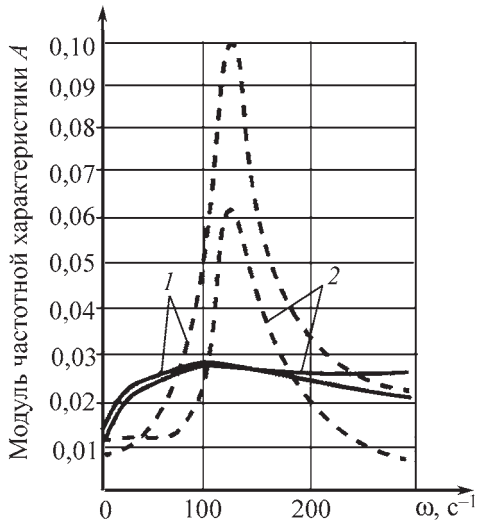


Рис. 5.5.26. Амплитудно-частотные характеристики ЖРД:
1 — $\frac{\Delta\overline{G}}{\Delta\overline{p}}$; *2* — $\frac{\Delta\overline{P}}{\Delta\overline{p}}$; —— — без дожигания генераторного газа; – – – – с дожиганием генераторного газа

го $G_г$ после насосов поступает непосредственно в камеру сгорания. Небольшая часть компонентов топлива направляется в газогенератор. Образовавшийся генераторный газ подается в турбину и после совершения полезной работы выбрасывается в окружающее пространство.

На рис. 5.5.25 представлена типичная схема ЖРД с дожиганием генераторного газа. Весь окислитель по этой схеме поступает в газогенератор, основная часть горючего поступает в камеру сгорания, а небольшая его часть — в газогенератор. Образующийся окислительный генераторный газ после турбины попадает в камеру сгорания двигателя. В этой схеме исключаются потери, связанные с выбросом недогоревшего генераторного газа, что увеличивает экономичность ЖРД.

На рис. 5.5.26 представлены АЧХ для отношений $\frac{\Delta\overline{P}}{\Delta\overline{p}}$; $\frac{\Delta\overline{G}}{\Delta\overline{p}}$, где $\Delta\overline{p}$ — безразмерные амплитуды колебаний давления на входе в двигатель, $\Delta\overline{P}$, $\Delta\overline{G}$ — безразмерные амплитуды колебаний тяги двигателя и расхода окислителя на входе в двигатель соответственно [11]. Особенность приведенных зависимостей — наличие широкого частотного диапазона, в котором частотные характеристики практически не зависят от частоты. Этот связано с тем, что в схеме без дожигания генераторного газа колебания параметров генераторного газа оказывают влияние на работу насосов и тягу двигателя только после того, как произойдет изменение частоты вращения вала ТНА. Ввиду инерционности вал ТНА представляет собой фильтр, который не пропускает возмущения, поступающие в генератор. Вместе с тем в области низких частот колебания частоты вращения вала ТНА проявляются заметным образом, и в этой зоне АЧХ зависят от частоты.

Согласно рис. 5.5.26 соответствующие АЧХ для двигателя с дожиганием генераторного газа выглядят совершенно иным образом, так как в этой схеме генераторный газ поступает в камеру сгорания, и колебания его параметров непосредственно влияют на давление в камере сгорания и тягу двигателя.

Для каждого из агрегатов двигателя составляют уравнения динамики. При решении задач продольной устойчивости малые

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

отклонения параметров ЖРД от положения равновесия описываются динамическими уравнениями, что позволяет получить математическую модель динамических процессов, линеаризованную вблизи стационарного режима работы двигателя.

В качестве примера рассмотрим уравнение процессов в камере сгорания. Динамические свойства камеры сгорания в области низких частот определяются уравнением материального баланса газовой среды. Считается, что жидкое топливо, поступившее в камеру сгорания, некоторое время не горит, а затем, по прошествии времени запаздывания τ, мгновенно превращается в продукты сгорания. Линеаризованное уравнение камеры сгорания будет иметь вид [12]:

$$\tau_H \Delta Q = \frac{k^*}{1+k^*}\Delta G_{\text{о}}(t-\tau) + \frac{1}{1+k^*}\Delta G_{\text{г}}(t-\tau) - \Delta G_s;$$

$$\tau_H = \frac{Q}{G_s},$$

где τ_H — время пребывания газа в камере сгорания; ΔQ, $\Delta G_{\text{о}}$, $\Delta G_{\text{г}}$, ΔG_s — безразмерные отклонения количества газа в камере сгорания, расходов окислителя и горючего, поступающих в камеру сгорания, количества газа, истекающего через сопло соответственно; k^* — коэффициент избытка окислителя; Q, G_s — стационарные значения количества газа в камере сгорания и истекающего через сопло соответственно.

Описание динамики всех агрегатов ЖРД приводят к форме, аналогичной предыдущему уравнению. Таким образом, исследование динамических характеристик ЖРД в области низких частот сводится к решению системы линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами и запаздывающими аргументами.

Результаты исследований динамики двигателей [12] показывают, что ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа имеют области частот, в которых динамические свойства двигателя малосущественны, а пульсации характеристик ЖРД описываются соотношениями:

$$\Delta G_{\text{о}} = k_{\text{оо}}\Delta p_{\text{о}0} + k_{0\text{г}}\Delta p_{\text{г}0};$$
$$\Delta G_{\text{г}} = k_{\text{го}}\Delta p_{\text{о}0} + k_{\text{гг}}\Delta p_{\text{г}0};$$
$$\Delta P = k_{\text{о}}\Delta p_{\text{о}0} + k_{\text{г}}\Delta p_{\text{г}0},$$

где $\Delta G_{\text{о}}$, $\Delta G_{\text{г}}$, ΔP — колебания расхода окислителя, горючего на входе в двигатель и колебания тяги двигателя соответственно; $k_{\text{оо}}, k_{\text{ог}}, k_{\text{г}0}, k_{\text{гг}}, k_{\text{о}}, k_{\text{г}}$ — постоянные коэффициенты; $\Delta p_{\text{о}0}$, $\Delta p_{\text{г}0}$ — колебания давления на входе в насосы окислителя и горючего соответственно.

Для ЖРД с дожиганием генераторного газа коэффициенты приведенных соотношений в сильной степени зависят от частоты.

Определяющее влияние на продольную устойчивость оказывают колебания входного давления и расхода только того компонента топлива, который имеет верхнее расположение бака, следовательно, длинную топливоподающую магистраль. Если, например, длинная магистраль представляет собой магистраль окислителя, то влиянием колебаний давления на входе в насос горючего пренебрегают. Тогда $\Delta G_{\text{о}} = k_{\text{оо}}\Delta p_{\text{о}}$; $\Delta P = k_{\text{о}}\Delta p_{\text{о}}$.

Уравнения возмущенного движения БР относительно продольной оси

Построение уравнений возмущенного движения производят на основе использования эквивалентной динамической модели колебаний корпуса БР, в соответствии с которой топливные баки с упругими стенками и днищами и жидкостями, находящимися в них, заменяют системой осцилляторов [6].

Число топливоподающих магистралей как окислителя, так и горючего считают совпадающим с числом основных двигателей. Собственная частота колебаний столба жидкости как твердого тела в магистрали зависит от объема кавитационных каверн и считается постоянной для всего времени активного участка, так как номинальное давление на входе в насосы и круговая частота вращения валов ТНА по времени не изменяются, кроме режимов включения и выключения двигателей.

Демпфирование колебаний жидкости в топливоподающей магистрали состоит из демпфирования, обусловленного вязкостью жидкости и наличием расходных шайб, клапанов и т.п., и некоторого дополнительного демпфирования, связанного с динамикой работы ЖРД.

При рассмотрении продольных колебаний корпуса конструкционное демпфирование будет преобладающим, а демпфированием продольных колебаний жидкости в баках можно пренебречь.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Продольное возмущенное движение БР описывается функцией $\Delta x(t)$ относительно невозмущенной связанной системы координат $Cxyz$.

Полная система уравнений возмущенного движения включает уравнение движения центра масс БР, уравнения продольных упругих колебаний корпуса, уравнения колебаний жидкости в топливоподающих магистралях, уравнение ДУ и уравнение связи колебаний давления на входе в насосы с колебаниями жидкости в магистралях и имеет следующий вид [6]:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d^2\Delta x}{dt^2}+\xi_x\frac{d\Delta x}{dt}+\sum_{n=1}^{2}a_{x\beta}\frac{d^2\Delta\beta_n}{dt^2}-a_{x\delta}\Delta\delta=\overline{P}_x(t);\\
&\frac{d^2\Delta g_j}{dt^2}+\xi_g\frac{d\Delta g_j}{dt}+\omega_j^2\Delta g_j+\sum_{n=1}^{2}a_{g\beta}\frac{d^2\Delta\beta_n}{dt^2}-a_{g\delta}\Delta\delta=\\
&\qquad=\overline{Q}_j(t);\\
&\frac{d^2\Delta\beta_n}{dt^2}+\xi_\beta\frac{d\Delta\beta_n}{dt}+\omega_n^2\Delta\beta_n+a_{\beta x}\frac{d^2\Delta x}{dt^2}+\\
&\qquad+\sum_{j=1}^{m}a_{\beta g}\frac{d^2\Delta g_j}{dt^2}=0;\\
&\Delta p_n+a_{p\beta}\xi_\beta\frac{d\Delta\beta_n}{dt}+a_{p\beta}\omega_n^2\Delta\beta_n=0;\\
&\Delta\delta=\sum_{n=1}^{2}\Phi_n(\Delta p_n);\ n=1,2;\ j=1,2,...,m,
\end{aligned}\right\}$$

где Δg_j, $\Delta\beta_n$ — функции времени, определяющие колебания корпуса и жидкости в магистралях соответственно; $\Delta p_n=\left(\frac{\Delta p}{p^*}\right)_n$ — приращения давления на входе в насос n-го компонента топлива, отнесенные к статическому давлению этого компонента; $\Delta\delta$ — колебания тяги одного двигателя, отнесенные к номинальной тяге двигателя; Φ_n — оператор, учитывающий динамику ЖРД; n — число топливоподающих магистралей; m — число учитываемых форм продольных упругих колебаний корпуса БР.

Коэффициенты системы уравнений возмущенного движения определяются формулами:

$$\xi_x=\frac{2c_xqS}{V(m^0+m)};\ a_{x\beta}=\frac{N(m_{no}^1+m_n^1)}{m^0+m};\ a_{x\delta}=\frac{P}{m^0+m};$$

$$\overline{P}_x(t)=\frac{P_x(t)}{m^0+m};\ \xi_g=\omega_j\frac{\delta_g}{\pi};$$

$$a_{g\beta}=\frac{N(m_{no}^1g_{nj}^*+m_n^1U_j(x_P))}{a_j};\ a_{g\delta}=\frac{PU_j(x_P)}{m^0+m};$$

$$\overline{Q}_j=\frac{Q_j(t)}{a_j};\ \xi_\beta=\omega_n\frac{\delta_\beta}{\pi};\ a_{\beta x}=1+\frac{m_{no}^1}{m_n^1};$$

$$a_{\beta g}=U_j(x_P)+\frac{g_{nj}^*m_{no}^1}{m_n^1};\ a_{P\beta}=\frac{\rho_nl_n}{p_n^*};$$

$$a_j=\int_a^b\mu^0(x)U_j^2(x)dx+\sum_{n=1}^{k}m_{no}g_{nj}^{*2}.$$

В приведенных формулах приняты следующие обозначения:

m^0 — масса сухой БР; m — суммарная масса топлива БР; N — число основных двигателей; m_{no}^1 — присоединенная масса при колебаниях столба жидкости в магистрали, гидравлически связанной с баком; m_n^1 — масса жидкости в магистрали; ω_n, δ_β — собственная парциальная частота и логарифмический декремент колебаний столба жидкости как твердого тела в n-й топливной магистрали; $U_j(x_P)$ — перемещение упругой линии корпуса в месте приложения тяги двигателя; ω_j, δ_g — парциальная частота и логарифмический декремент колебаний j-й формы упругих колебаний корпуса; g_{nj}^* — амплитуда абсолютного перемещения центра масс n-го осциллятора при j-й форме собственных колебаний корпуса со всеми осцилляторами; a_j — приведенная масса корпуса при продольных колебаниях на j-й собственной частоте; ρ_n — плотность компонента топлива; l_n — длина топливной магистрали; μ^0 — сухая погонная масса; m_{no} — масса осциллятора, соответствующего первому тону продольных колебаний жидкости в n-м баке; $P_x(t)$ — суммарная продольная нагрузка, действующая на корпус БР; $Q_j(t)$ — приведенная суммарная продольная нагрузка.

Обычно колебания в трактах окислителя и горючего рассматривают независимо друг от друга. Кроме того, в формуле, связывающей давление на входе в насос с колебаниями столба жидкости в топливоподающей магистрали, можно пренебречь демпфирующей составляющей $a_{P\beta}\xi_\beta\frac{d\Delta\beta_n}{dt}$.

При соответствии номера $n=1$ баку, находящемуся ближе к двигателю, обычно частоты собственных колебаний столбов жидкости в топливных магистралях подчиняются

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

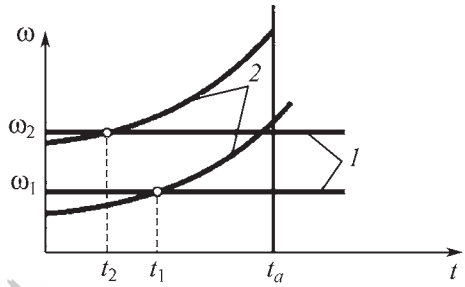


Рис. 5.5.27. Изменение частот собственных колебаний жидкости в трубопроводе и собственных частот продольных колебаний корпуса БР по времени

неравенству $\omega_2 << \omega_1$ при тандемной компоновке БР.

В [6, 10, 11] представлены результаты исследований продольных колебаний БР при различных соотношениях между частотами собственных колебаний жидкости в топливоподающих магистралях и корпуса. Для практики наибольший интерес представляет случай, когда данные частоты собственных колебаний при их изменении по времени (рис. 5.5.27) имеют точки пересечения. Действительно, анализ случаев возникновения продольных неустойчивых колебаний БР показывает, что неустойчивость наблюдается чаще в тех областях активного участка полета (t_a), которые характеризуются сближением или совпадением частот (t_1 и t_2 — время возможных резонансов) одной из основных гармоник корпуса (*1*) и частоты основного тона колебаний столба жидкости (*2*) в одной из магистралей.

Ограничимся рассмотрением одной магистрали и одной формы упругих колебаний корпуса, поскольку при возникновении неустойчивых колебаний селектируются те формы колебаний, которым соответствует «внутренний резонанс» системы.

Опустив индексы *j*, *n* и обозначив частоты собственных колебаний корпуса и топливной магистрали через ω_g, ω_β, получим уравнения продольных колебаний БР в следующем виде:

$$\frac{d^2\Delta x}{dt^2} + a_{x\beta}\frac{d^2\Delta\beta}{dt^2} - a_{x\delta}\Delta\delta = 0;$$

$$\frac{d^2\Delta g}{dt^2} + \xi_g\frac{d\Delta g}{dt} + \omega_g^2\Delta g + a_{g\beta}\frac{d^2\Delta\beta}{dt^2} - a_{g\delta}\Delta\delta = 0;$$

$$\frac{d^2\Delta\beta}{dt^2} + \xi_\beta\frac{d\Delta\beta}{dt} + \omega_\beta^2\Delta\beta + a_{\beta x}\frac{d^2\Delta x}{dt^2} + a_{\beta g}\frac{d^2\Delta g}{dt^2} = 0$$

$$\Delta p + a_{p\beta}\omega_\beta^2\Delta\beta = 0;$$

$$\Delta\delta = \Phi(\Delta p).$$

Исследуемая модель продольных колебаний БР состоит из двух осцилляторов, один из которых имеет собственную частоту ω_g, а другой — ω_β. Колебания первого осциллятора описывают продольные механические колебания корпуса БР, возникающие вследствие колебаний давления на входе в насос и, соответственно, колебаний тяги двигателя. Воздействие колебаний давления будет тем больше, чем больше коэффициент усиления двигателя k_o (или k_r). Колебания второго осциллятора описывают колебания жидкости в топливной магистрали, возникающие вследствие продольных колебаний корпуса.

Для вынужденных колебаний гармонического осциллятора характерно явление резонанса, который наступает при сближении собственной частоты и частоты вынужденных колебаний. Резонанс сопровождается значительным увеличением амплитуды и сильной зависимостью фазы колебаний от частоты. В достаточно узкой области изменения частоты колебания на входе и выходе осциллятора переходят от почти синфазной к противофазной форме. На резонансе максимальное значение коэффициента усиления первого осциллятора будет на частоте $\omega \approx \omega_g$, а второго — на частоте $\omega \approx \omega_\beta$. В случае, когда собственные частоты ω_g и ω_β совпадут, два осциллятора будут резонировать одновременно, а суммарный коэффициент усиления системы достигнет максимального значения.

Такая ситуация благоприятствует потере устойчивости системы.

Колебания системы, состоящей из двух осцилляторов (рис. 5.5.28), описываются дифференциальными уравнениями:

$$\frac{d^2\Delta g}{dt^2} + \xi_g\frac{d\Delta g}{dt} + \omega_g^2\Delta g + a_{g\beta}\frac{d^2\Delta\beta}{dt^2} - a_{g\delta}\Delta\delta = 0;$$

$$\frac{d^2\Delta\beta}{dt^2} + \xi_\beta\frac{d\Delta\beta}{dt} + \omega_\beta^2\Delta\beta + a_{\beta g}\frac{d^2\Delta g}{dt^2} = 0;$$

$$\Delta p + a_{p\beta}\omega_\beta^2\Delta\beta = 0;$$

$$\Delta\delta = k_o\Delta p.$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

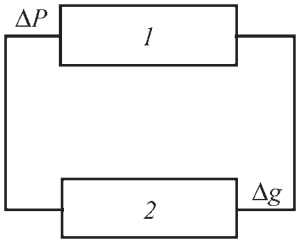


Рис. 5.5.28. Схема колебательной системы, состоящей из двух осцилляторов:
1 — механический осциллятор; *2* — гидравлический осциллятор

Здесь для определенности принято, что рассматриваемой топливной магистралью является магистраль окислителя.

Исследование устойчивости продольных колебаний БР. Проектно-конструкторские решения

Исследование устойчивости продольных колебаний БР производят различными методами, в том числе частотными. Определим условия устойчивости продольных колебаний БР с помощью метода Д-разбиения [12].

Пусть характеристическое уравнение системы $Q(\lambda, k_1, k_2) = 0$ содержит два параметра k_1, k_2, в плоскости которых будем определять область устойчивости системы. На границе устойчивости действительная часть одного из корней характеристического уравнения обращается в ноль и $\lambda = i\omega$. Характеристическое уравнение в этом случае приобретает вид $Q(i\omega, k_1, k_2) = 0$.

Значения k_1, k_2 в этом уравнении такие, что они обращают в нуль действительную часть пары комплексно сопряженных корней. Таким образом, между k_1 и k_2 существует зависимость, определяющая границу устойчивости системы.

Разделяя последнее равенство на действительную Q_1 и мнимую Q_2 части и приравнивая их к нулю, получим систему уравнений для определения k_1, k_2,

$$Q_1(\omega, k_1, k_2) = 0;$$
$$Q_2(\omega, k_1, k_2) = 0.$$

Таким образом, плоскость k_1, k_2 разбивается на ряд областей, в пределах которых число корней с действительной частью одного знака будет постоянно.

Из системы уравнений продольных колебаний исключим величины $\Delta\delta, \Delta p$, затем примем, что $\Delta g = Ge^{i\omega t}$, $\Delta\beta = Be^{i\omega t}$, где величины G, B определяются системой алгебраических уравнений:

$$\left.\begin{aligned}(-\omega^2 + i\xi_g\omega + \omega_g^2)G + (-a_{g\beta}\omega^2 + a_{g\delta}k_o a_{p\beta}\omega_\beta^2)B = 0;\\ -a_{\beta g}\omega^2 G + (-\omega^2 + i\xi_\beta\omega + \omega_\beta^2)B = 0.\end{aligned}\right\}$$

В качестве параметров, относительно которых строятся области устойчивости, примем величины $-\omega^2 + \omega_g^2$ и ξ_g. Из характеристического уравнения системы следует:

$$-\omega^2 + \omega_g^2 = \frac{\omega\vartheta\theta}{\omega\theta^2 + \dfrac{\xi_\beta^2\omega^3}{\omega_\beta^4}};\quad \xi_g = \frac{-\xi_\beta\omega\vartheta}{\left(\omega\theta^2 + \dfrac{\xi_\beta^2\omega^3}{\omega_\beta^4}\right)\omega_\beta^2},$$

где $\vartheta = a_{\beta g}\dfrac{\omega}{\omega_\beta^2}(a_{g\beta}\omega^2 - a_{g\delta}k_o a_{p\beta}\omega_\beta^2)$; $\theta = 1 - \dfrac{\omega^2}{\omega_\beta^2}$.

Правая часть формулы для определения разности $-\omega^2 + \omega_g^2$ в широком диапазоне значений входящих в нее параметров существенно меньше единицы, т.е. на границе устойчивости $\omega \approx \omega_g$.

Таким образом, в формуле для расчета коэффициента демпфирования ξ_g можно принять, что $\omega = \omega_g$. Значения ξ_g определяют минимально необходимые величины коэффициента демпфирования колебаний корпуса БР, при которых еще обеспечивается устойчивость системы. Если имеющееся демпфирование $\overline{\xi}_g$ больше минимально необходимой величины ξ_g, то система устойчива, если $\overline{\xi}_g < \xi_g$, то система теряет устойчивость. Наибольшую величину минимально необходимого демпфирования получим при $\omega = \omega_\beta$, $\omega = \omega_g$. В этом случае:

$$(\xi_g)_{\max} = -\frac{a_{\beta g}\omega_\beta^2(a_{g\beta} - a_{g\delta}k_o a_{p\beta})}{\xi_\beta}.$$

Из этого соотношения следует, что минимально необходимое демпфирование продольных колебаний корпуса будет тем больше, чем меньше демпфирование колебаний жидкости в топливоподающей магистрали.

Устойчивость продольных колебаний БР обеспечивается различными способами.

Расчеты, экспериментальные исследования, анализ летной информации показывают, что при совпадении частот собствен-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ных колебаний корпуса и топливоподающей магистрали возникают предпосылки для потери устойчивости продольных колебаний. Так как изменить частотные характеристики корпуса БР вместе с колеблющимся топливом в баках достаточно сложно, то реальной возможностью обеспечения устойчивости является снижение частот собственных колебаний топливной магистрали до необходимого уровня.

Данную задачу можно решить следующими способами:

1. Впрыск небольшого количества нерастворимого газа в топливный трубопровод. В этом случае жидкость в трубопроводе будет представлять собой двухфазную среду, податливость которой по сравнению с исходной жидкостью увеличивается во много раз. В результате этого скорость звука в заполняющей трубопровод жидкости, определяемая формулой $a_0 = \dfrac{E_\text{г} E}{(\eta E + (1-\eta)E_\text{г})(\rho_\text{г}\eta + (1-\eta)\rho)}$, где $E_\text{г}$ — модуль упругости газа; E — модуль упругости топлива в упругой трубе; η — объемное соотношение газа и топлива; $\rho_\text{г}$, ρ — плотности газа и топлива соответственно, уменьшается, что влечет снижение всего спектра частот собственных продольных колебаний жидкости в трубопроводе.

Однако до настоящего времени этот способ снижения частот собственных колебаний не нашел практического применения из-за возможного сближения второй частоты собственных колебаний топлива в трубе и первой частоты собственных колебаний корпуса, что создает предпосылки потери устойчивости продольных колебаний БР.

2. Снижение частоты собственных продольных колебаний жидкости в трубопроводе может быть осуществлено с помощью установки на трубе устройства, обеспечивающего местное повышение податливости. Такие устройства, называемые условно демпферами или аккумуляторами давления, целесообразно устанавливать на трубопроводе вблизи места его крепления к насосу ТНА. При использовании демпфера удается снизить только первую собственную частоту колебаний жидкости в трубе и устранить ее сближение с собственной частотой колебаний корпуса.

Первая частота собственных колебаний жидкости в топливной магистрали с демпфером описывается формулой $f_1 = \dfrac{1}{2\pi}\sqrt{\dfrac{1}{J_a(C_a + C_b)}}$; $J_a = \dfrac{L}{F_o g}$; $C_a = \gamma_\text{т}\Pi_a$; $C_b = \gamma_\text{т}\Pi_b$, где L — длина трубопровода от бака до места установки демпфера; $F_\text{о}$ — площадь поперечного сечения трубопровода; g — ускорение силы тяжести; C_a, Π_a — весовая и объемная податливости демпфера соответственно; C_b, Π_b — весовая и объемная податливости трубопровода соответственно; $\gamma_\text{т}$ — удельный вес компонента топлива.

Весовая податливость демпфера определяется приращением веса топлива, заполняющего полость демпфера, при изменении давления на единицу. Весовая податливость газового демпфера при адиабатическом сжатии объема газа рассчитывается по формуле $C_a = \dfrac{\gamma_T p_1 V_1}{kp^2}$, где p_1, V_1 — начальные давление и объем газа в демпфере соответственно; $k = \dfrac{c_p}{c_V}$ — отношение теплоемкостей газа в демпфере; p — давление в трубопроводе, которое сжимает газ в демпфере.

Весовая податливость трубопровода определяется соотношением

$$C_b = 2\pi\gamma_\text{т}\frac{R_0^3 L}{\delta E},$$

где R_0 — радиус круга в поперечном сечении трубопровода; δ — толщина стенок трубопровода; E — модуль упругости материала, из которого изготовлен трубопровод.

Таким образом, подбором весовой податливости демпфера определяют необходимую величину первой собственной частоты продольных колебаний жидкости в трубопроводе, не совпадающую с частотой собственных продольных колебаний корпуса БР в течение всего времени полета, что обеспечивает устойчивость продольных колебаний БР.

Конструкции демпферов колебаний весьма различны. Схема демпфера колебаний жидкости в трубопроводе для первой ступени БР «Сатурн-5» представлена на рис. 5.5.29. На первой ступени БР «Сатурн-5» был использован корпус предварительного клапана в качестве емкости для газа объемом 60 л. Газовая емкость наддувалась гелием перед стартом и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

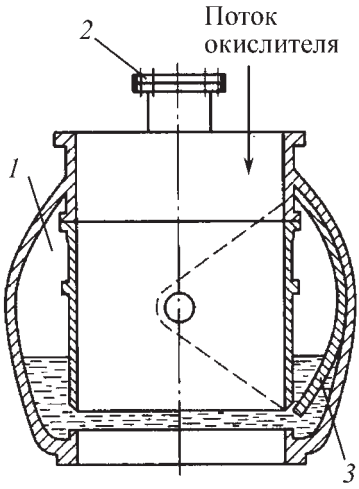


Рис. 5.5.29. Схема демпфера колебаний жидкости в трубопроводе для первой ступени БР «Сатурн-5»:
1 — упругий объем демпфера; *2* — привод заслонки; 3 — заслонка

подпитывалась в течение всего времени работы ступени. Наддув предварительных клапанов осуществлялся только на четырех периферийных двигателях, что обеспечивало устойчивую работу ступени на всех запусках.

Для второй ступени БР «Сатурн-5» был изготовлен демпфер (рис. 5.5.30) в виде газового объема величиной 15 л. С помощью такого демпфера удалось уменьшить в полете продольные виброперегрузки и колебания давления на входе в насос окислителя до требуемого уровня.

Для магистрали окислителя БР «Титан-3» был разработан газовый демпфер с сильфоном (рис. 5.5.31). На каждую магистраль окислителя устанавливались по два газовых демпфера. В качестве упругого элемента демпфера может быть использована пружина (рис. 5.5.32). Такой демпфер был установлен на магистрали горючего БР «Титан-2». На магистрали горю-

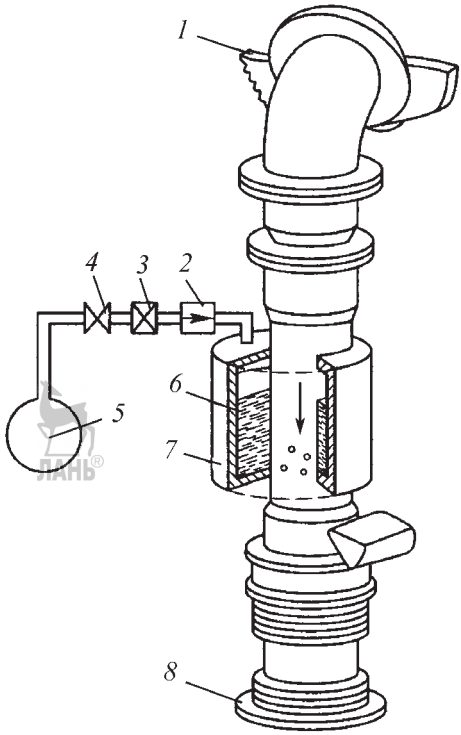


Рис. 5.5.30. Схема демпфера колебаний для второй ступени БР «Сатурн-5»:
1 — днище бака; *2* — обратный клапан; *3* — регулятор; *4* — электропневмоклапан; *5* — баллон с гелием; *6* — жидкость в демпфере; 7 — корпус демпфера; *8* — вход в насос

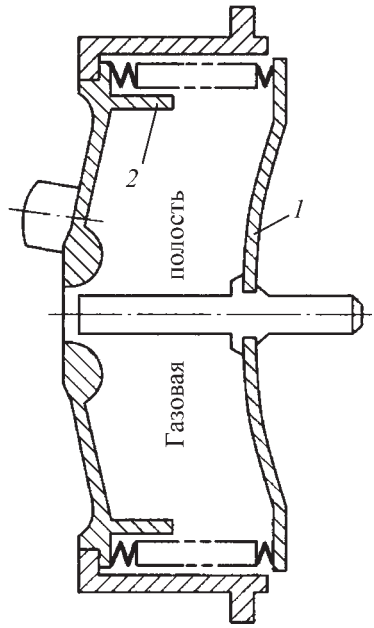


Рис. 5.5.31. Схема газового демпфера с сильфоном:
1 — подвижная крышка; *2* — упор

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

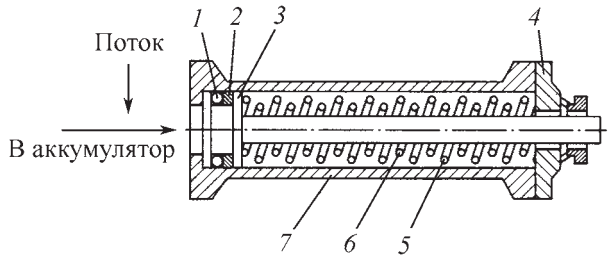


Рис. 5.5.32. Схема демпфера с упругим элементом в виде пружины:
1 — упругое кольцо; *2* — прокладка; 3 — поршень; *4* — крышка; *5* — внешняя пружина; *6* — внутренняя пружина; 7 — корпус

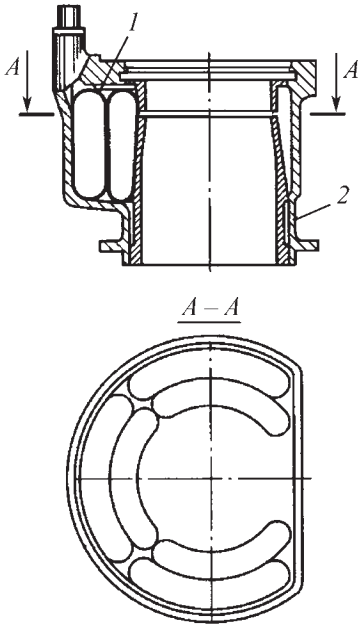


Рис. 5.5.33. Схема демпфера для магистрали горючего БР «Титан-3»:
1 — тороидальная емкость; *2* — корпус

чего БР «Титан-3» применялся демпфер, в конструкции которого использовались тороидальные емкости, заполненные сжатым азотом (рис. 5.5.33).

3. Снижение частоты собственных колебаний жидкости в трубопроводе может быть достигнуто выполнением конструкции трубы из материалов, имеющих пониженную величину модуля упругости. Действительно, согласно формуле (5.5.9) скорость звука в жидкости, заполняющей трубопровод, и частота собственных колебаний жидкости в трубе снижаются при уменьшении модуля упругости материала. В качестве конструкционного материала можно использовать неметаллы, но в настоящее время трудно подобрать соответствующий материал, который удовлетворял бы необходимым требованиям по прочности, стойкости к воздействиям со стороны компонентов топлива и надежности по отношению к динамическим воздействиям.

Приближением к этому решению является выполнение в трубопроводе вставок сравнительно небольшой длины с повышенной податливостью в радиальном направлении за счет выполнения на вставке продольных гофров.

4. В перспективе для гашения продольных неустойчивых колебаний может быть предложено автоматическое устройство, в котором в качестве исполнительного органа используется ЖРД с управляемой по величине тягой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абгарян К.А., Калязин Э.Л., Мишин В.П., Рапопорт И.М.** Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1989. 463 с.

2. **Богоряд И.Б.** К решению задачи о колебаниях жидкости, частично заполняющей полость, вариационным методом // Прикладная математика и механика. М.: 1962. Т. 26, вып. 6. С. 1122–1127.

3. **Петров А.А., Попов Ю.П., Пухначев Ю.В.** Вычисление собственных колебаний жидкости в неподвижных сосудах вариационным методом // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1964. Т. 4, № 5.

4. **Рабинович Б.И., Докучаев Л.В., Полякова З.М.** О расчете коэффициентов уравнений возмущенного движения твердого тела с

полостями, частично заполненными жидкостью // Космические исследования. 1965. Т. 3, вып. 2. С. 179–207.

5. **Микишев Г.Н., Рабинович Б.И.** Динамика твердого тела с полостями, частично заполненными жидкостью. М.: Машиностроение, 1968. 531 с.

6. **Микишев Г.Н., Рабинович Б.И.** Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. 562 с.

7. **Микишев Г.Н.** Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. М.: Машиностроение,1978. 248 с.

8. **Рапопорт И.М.** Динамика упругого тела, частично заполненного жидкостью. М.: Машиностроение, 1966. 395 с.

9. **Колесников К.С.** Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.

10. **Колесников К.С., Самойлов Е.А., Рыбак С.А.** Динамика топливных систем ЖРД. М.: Машиностроение, 1975. 172 с.

11. **Рабинович Б.И.** Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1983. 296 с.

12. **Натанзон М.С.** Продольные автоколебания жидкостной ракеты. М.: Машиностроение, 1977. 206 с.

ЛАНЬ®

ЛАНЬ®

Раздел 6
СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ

Глава 6.1
ОБЩАЯ КОНЦЕПЦИЯ

Для доставки КА различного назначения на их рабочие траектории — околоземные орбиты или отлетные межпланетные траектории — служит *система космических транспортных средств* (*система средств выведения*). Она состоит из нескольких *ракетных космических комплексов* (*РКК*), каждый из которых включает *ракеты космического назначения* (*РКН*) одного из классов (от легких до сверхтяжелых) и *наземные комплексы* их обслуживания на всех этапах от доставки на космодром до запуска.

Решение всего круга космических задач обуславливает широкий диапазон конечных скоростей, обеспечиваемых РКН.

При располагаемых двигателях на известных химических топливах и конструкционных материалах рентабельное достижение этих скоростей возможно в общем случае при использовании составных или многоступенчатых ракет с перспективой создания рентабельных многократно используемых одноступенчатых ракет.

Принято различать в составе РКН (рис. 6.1.1) РН, стартующую с Земли, с акватории или с атмосферного ЛА (самолета, аэростата и др.) и обеспечивающую выведение на низкие (или опорные) орбиты высотой 200... 300 км космических головных частей (КГЧ) различного назначения.

КГЧ в общем случае могут включать в себя, кроме одного или нескольких целевых КА, также межорбитальные буксиры (МБ) или РБ и головные обтекатели для защиты КА при выведении.

МБ в свою очередь могут быть предназначены либо для выведения КА на средние (до ~ 20 000 км), высокие орбиты (в основном на геостационарную) или на отлетные траектории — РБ. Для транспортного обслуживания (сборка, снабжение, ремонт) других КА, находящихся на рабочих орбитах, служат *букси-*

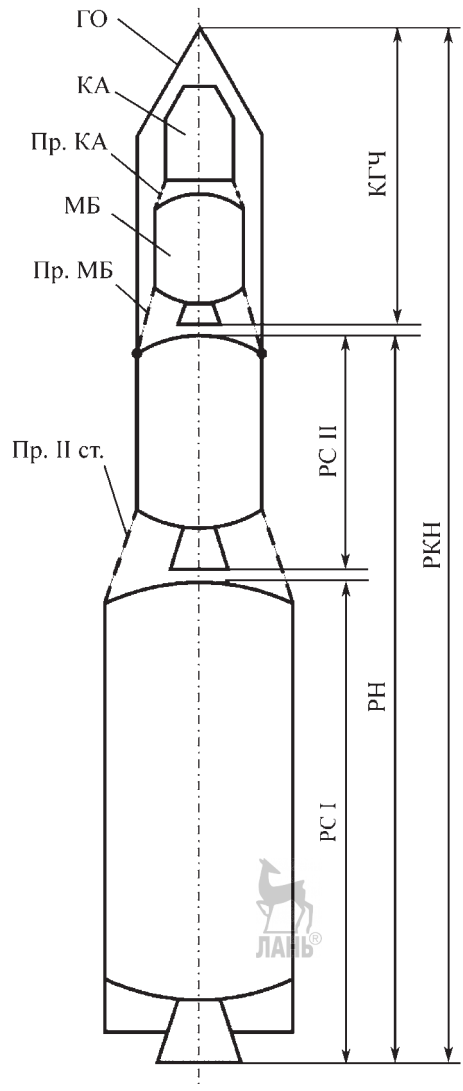


Рис. 6.1.1. Структура составной (многоступенчатой) РКН:
РКН — ракета космического назначения; РН — ракета-носитель; ГО — головной обтекатель; КА — космический аппарат; Пр. КА — проставка КА; МБ — межорбитальный буксир; Пр. МБ — проставка МБ; РС I, РС II — ракетные ступени РН

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ры-стыковщики (*БС*). В отличие от РБ БС должны обеспечивать сближение и стыковку с обслуживаемым КА. В ряде случаев БС должны совершать челночные полеты между опорной орбитой и КА.

Характерные особенности РН: относительно высокая стартовая тяговооруженность (отношение тяги к весу ракеты), которая при вертикальном старте должна быть больше единицы, практически непрерывная работа двигателей и относительно короткое время выведения (десятки минут). В большинстве случаев на высотах от 70 до 100 км сбрасывается головной обтекатель.

Характерные особенности МБ: относительно небольшая тяговооруженность (десятые доли единицы и меньше), неоднократный запуск двигателей в условиях невесомости после длительных интервалов (от нескольких минут или часов до нескольких месяцев и даже лет). Они могут быть одно- или многоступенчатыми.

Ракетная ступень (*РС*) — отделяемая часть составной ракеты, обеспечивающая благодаря работе своих двигателей разгон ракеты на определенном участке траектории полета. РС состоит из одного или нескольких одновременно работающих ракетных блоков. При параллельном (пакетном) расположении ракетных блоков очередной и последующей РС возможна их одновременная работа, в том числе с переливом компонентов топлива в баки последующей РС. Ракетный блок включает в себя в общем случае ДУ, силовую конструкцию, элементы *системы управления* (*СУ*) с исполнительными органами, и механизмы разделения ступеней.

ДУ включает в себя ракетные двигатели с системами, обеспечивающими их работу: емкости с рабочим телом или топливом, источники и преобразователи энергии, автоматику, элементы управления вектором тяги и др.

Становится правилом, чтобы во избежание засорения околоземного пространства последние отработавшие одноразовые РС РН падали с первого полувитка в отдаленные районы Мирового океана в антиподную точку. Для этого они не доводят КГЧ до круговой скорости на опорной орбите на 50...60 м/с, что затем восполняется бортовыми средствами выводимого КА или МБ. В ряде случаев представляется целесообразным использовать МБ сначала в качестве последней ступени РН, а затем — по основному назначению. Например: ракетный блок «S-IVB» РКН «Сатурн-5», который сначала используется в качестве третьей ступени РН «Сатурн-5» (~1000 м/с), а затем как РБ к Луне (~3100 м/с).

Потребная частота пусков КГЧ различной массы описывается спектром полезных нагрузок, анализ которого ложится в основу выбора нескольких типоразмеров РН.

В зависимости от энергетических характеристик, оцениваемых грузом, выносимым на низкие опорные орбиты, РН можно условно разделить на следующие классы: легкие — до 5 т, средние — 5...20 т, тяжелые — 20...100 т и сверхтяжелые — свыше 100 т. К легкому классу можно отнести РН «Космос», «Скаут», «Рокот»; к среднему — «Союз», «Молния», «Зенит», «Ариан-4»; к тяжелому — «Протон», «Ариан-5»; к сверхтяжелому — «Сатурн-5», «Энергия», «Н-1».

В случаях, когда потребная масса КА не совпадает с грузоподъемностью существующих РКН, возможно:

форсирование РН и использование более результативных МБ (например, модернизация РКН «Протон» — «Протон-М» с РБ «Бриз-М» и кислородно-водородным РБ (рис. 6.1.2));

недогрузка (неполное использование располагаемой грузоподъемности);

дефорсирование (снятие части ступеней, двигателей в целях удешевления),

модульный принцип построения ряда РН разной грузоподъемности из типовых ракетных блоков-модулей (рис. 6.1.3);

сборка на орбите;

групповое выведение КА.

Проектирование РКН сводится к выбору:

типа ДУ и топлива;

числа ступеней;

схемы и компоновки;

системы управления;

конструкционных материалов;

технологии изготовления.

Критерием их выбора является *технико-экономическая эффективность*:

сопоставление в денежной форме прибыли от использования РКН с затратами на создание, производство и эксплуатацию с учетом надежности и преемственности от других систем и возможного использования частей или разработок создаваемой РКН в других системах, отчуждаемых природных ресурсов (в частности, территорий для кос-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.1.2. Форсирование за счет модернизации на примере тяжелой РН:
а — «Протон»; *б* — модернизированная РН «Протон-М»

модромов, полей падения отработавших частей РКН и др.);

утраченной выгоды в других отраслях в результате отвлечения средств на создаваемую систему и т.п., вплоть до коммерческого и политического эффекта.

В качестве частного критерия принятия ряда технических решений зачастую используется критерий энергомассовой эффективности.

Альтернативные топлива, двигатели, конструкционные материалы и оборудование характеризуются их удельной интенсивностью (удельный импульс топлива, удельная прочность конструкционных материалов и др.) и удельной стоимостью (за единицу их массы) с учетом технологии изготовления. Как правило, чем выше удельная интенсивность, тем выше удельная стоимость. Поэтому более интенсивные и дорогие решения внедряются, начиная с более легких верхних ступеней. Так, водородно-кислородное топливо целесообразнее применять на МБ и верхних ступенях РН, где его относительно немного, а на первой ступени удорожание по сравнению с керосино-кислородным топливом уже не окупает прироста энергетики (например: РН «Энергия» и «Сатурн-5»). С уменьшением удельной стоимости более интенсивные решения (топлива, материалы и др.) могут использоваться и на низших ступенях, вплоть до первой.

Облик и летно-эксплуатационные показатели создаваемой ракетной системы определяются, прежде всего, выбором типа ДУ.

ДУ с ЖРД обеспечивают по сравнению с РДТТ повышенный удельный импульс и лучшее массовое качество (отношение массы конструкции ДУ, ракетного блока или РС к их заправленной массе). Наиболее употребительны жидкие двухкомпонентные топлива, состоящие из горючего и окислителя (табл. 6.1.1 и 6.1.2).

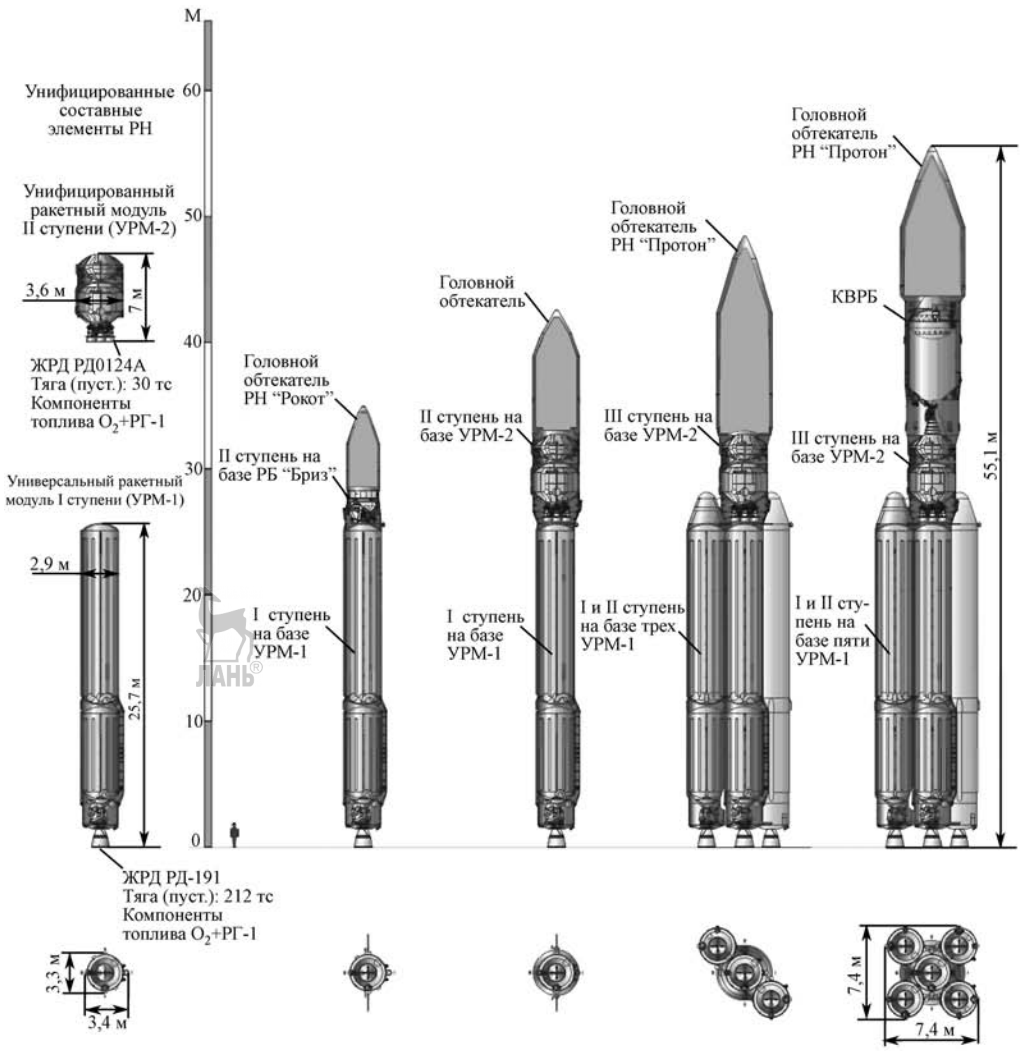
На первых ступенях ряда РН (например, «Ариан-5»,»Титан-4», «Дельта») используются основные или дополнительные РДТТ, привлекающие относительной простотой и надежностью. В них применяются смесевые топлива. Добавки алюминия или бериллия могут повысить удельный импульс (до ~3000 м/с), однако при этом кроме высокой стоимости имеют место неудовлетворительные экологические показатели (до 70 % токсичных веществ в выхлопных газах).

На ряде ракет, в основном легкого класса, используются все ступени с РДТТ (РН «Старт»).

Известны также так называемые *гибридные ракетные двигатели* (*ГРД*), у которых один компонент является жидким, а другой — твердым.

Воздушно-реактивные двигатели (*ВРД*) при полете в атмосфере обеспечивают удельный импульс (на единицу массы расходуемого горючего) на порядок выше, чем РД на химических топливах, однако их масса на единицу тяги на порядок выше. Их целесообразно использовать на атмосферном этапе полета в комбинации с крылом, что за счет аэродинамического качества (отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению) снижает потребную тягу. Это одно из перспективных направлений создания носителей многократного использования.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



Тип РН	Легкий класс		Средний класс	Тяжелый класс
	Ангара -1.1	Ангара -1.2	Ангара А-3	Ангара А-5
Стартовая масса, т	149	171	480	773
Масса ПН на низкой орбите при пусках с космодрома Плесецк	2,0	3,7	14,6	24,5

Рис. 6.1.3. Модульный принцип построения РКН различной грузоподъемности на примере ряда РКН «Ангара»

Термические *ядерные ракетные двигатели* (*ЯРД*) (с нагревом рабочего тела в реакторе и с газодинамическим соплом) при использовании водорода в качестве рабочего тела обеспечивают удельный импульс от 8000... ...9000 м/с при твердотельных реакторах и до 20 000 м/с — при газофазных. Однако на прогнозируемом этапе их использование не планируется в составе РН по экологическим причинам, прежде всего из-за возможных аварийных последствий при выведении на опорные орбиты. Их использование начнется

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

6.1.1. Наиболее употребительные жидкие двухкомпонентные топлива, состоящие из горючего и окислителя

Компоненты	Плотность, кг/дм^3	Температура, °С	
		Плавления	Кипения
Горючие:			
керосин	(0,76...0,84)	–(50...70)	+(170...180)
несимметричный диметилгидразин (НДМГ)*	0,79	–57,2	+63,1
водород (H_2)	0,071	–259,2	–252,8
метан (СПГ) (CH_4)	0,455	–182,5	–161,6
Окислители:			
кислород (O_2)	1,14	–218,8	–183
азотный тетраоксид (АТ) (N_2O_4)	1,45	–11,2	+21,2
фтор (F_2)	1,51	–218	–188

* Близкий аналог, используемый в США, — «Аэрозин 50» — смесь 50% гидразина и 50% НДМГ.

6.1.2. Жидкие ракетные топлива

Топливо	Плотность, кг/дм^3	Удельный импульс, м/с	$k_т = \dot{m}_о / \dot{m}_г$ (соотношение окислителя и горючего)
Керосин + O_2	1,00	3400...3500	2,5...2,6
НДМГ + АТ	1,14	3100...3300	2,6...2,7
H_2+ O_2	0,35	4500...4700	6,0...6,5
CH_4 + O_2	0,85	3500...3550	3,4
H_2 + F_2	0,70	4650...4900	13...17

с МБ, стартующих с опорных орбит не ниже 800 км, где в случае аварии их активизированные обломки должны находиться не менее 30...40 лет для «высвечивания» до безопасного уровня.

Электроракетные двигатели (*ЭРД*) — термические, магнитогидродинамические, электростатические и др. обеспечивают удельные импульсы от 20 000 м/с и выше (вплоть до $3{\cdot}10^8$ м/с для гипотетических *фотонного*, *аннигиляционного* или *квантового* двигателей). Их потребная электрическая мощность пропорциональна удельному импульсу. При известных ядерных и солнечных источниках электроэнергии масса ДУ с ЭРД составляет сотни и тысячи килограмм на один килограмм тяги. Поэтому они могут использоваться только в составе МБ или РБ, где приемлемая тягово-оруженность может составлять десятитысячные доли, а время выхода на рабочие высокие орбиты или отлетные траектории, соответственно, до одного года и более.

Чем выше удельный импульс двигателей и лучше массовое качество конструкции РС — тем меньше оптимальное количество ступеней. Поэтому у РН новой разработки с ЖРД — две ступени, а у РН со всеми твердотопливными РС — три и более.

Одним из основных направлений развития космических транспортных средств является создание в перспективе многоразово используемой одноступенчатой РН.

Определенный интерес при этом представляет использование трехкомпонентных ЖРД, работающих сначала на керосине с кислородом, что позволяет снизить массу баков и двигателей, а на заключительном этапе — на водороде с кислородом.

Недостатком одноступенчатых ракет является то, что освобождающаяся в полете

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

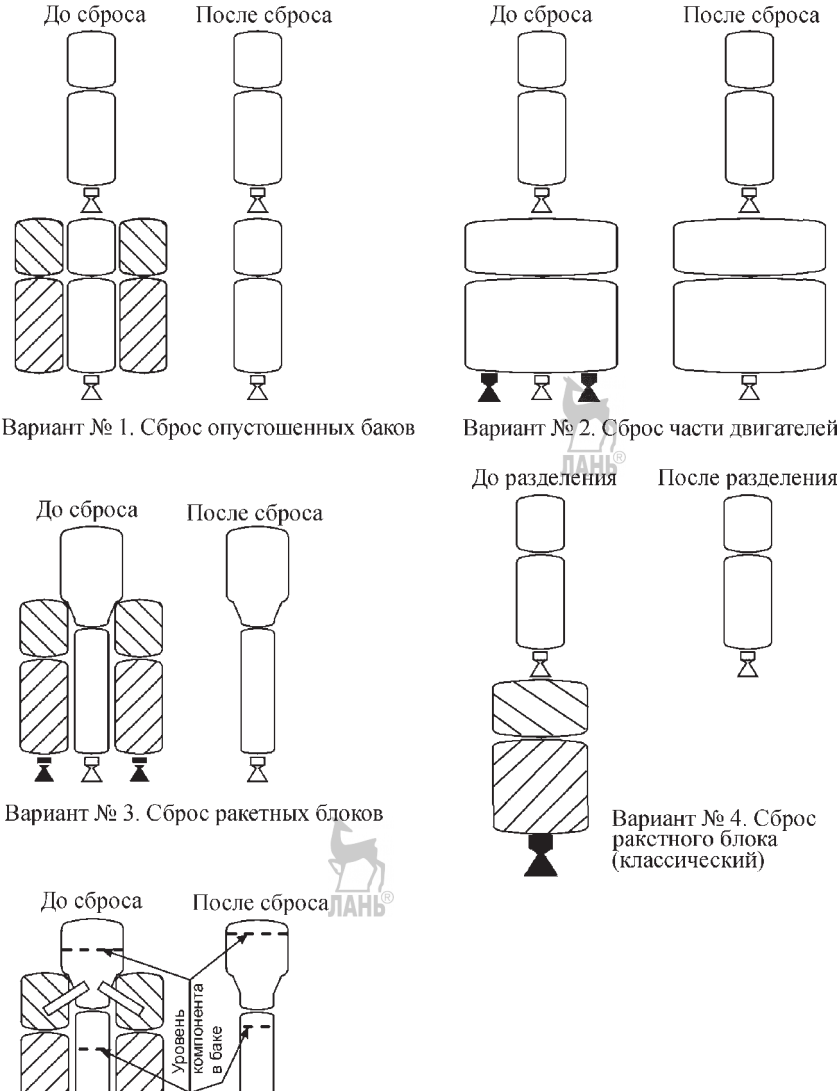


Рис. 6.1.4. Варианты реализации идеи многоступенчатости

часть баков и часть массы двигателей, обусловленная их начальной потребной тягой, становится балластной.

Идеальной представляется ракета, у которой становящаяся ненужной часть конструкции баков и двигателей непрерывно отделяется. Однако таких конструкций еще не создано. В настоящее время реализуется дискретное отделение частей конструкции.

На рис. 6.1.4 приведены варианты построения двух смежных ступеней (переход к очередной ступени характеризуется сбросом элементов конструкции предыдущей ступени).

Вариант № 1 — сброс части баков по мере их опорожнения (например, РБ «Бриз-М», рис. 6.1.5). Эта схема рациональна в основном для МБ, где тяговооруженность и, следо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

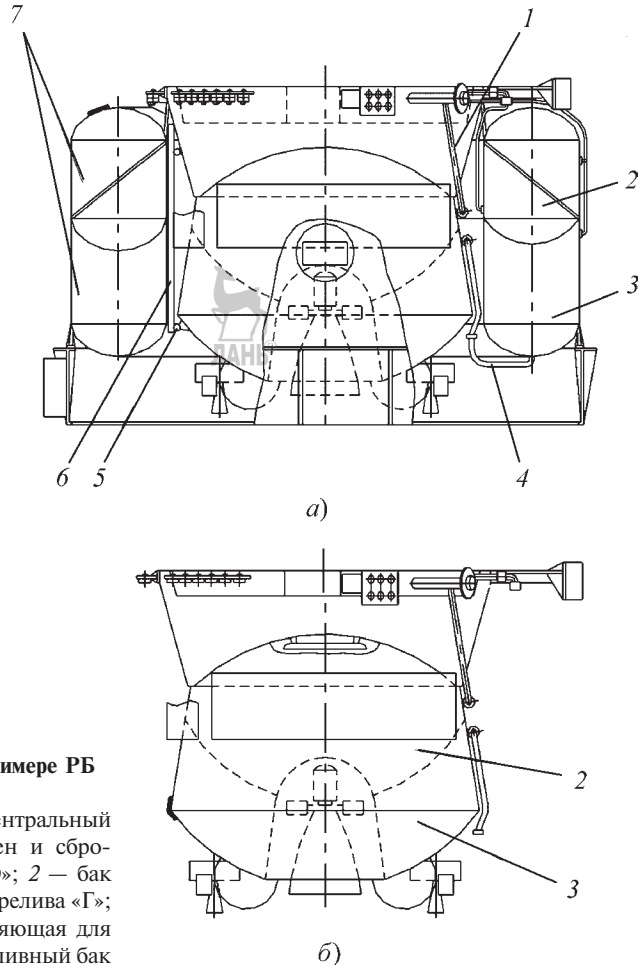


Рис. 6.1.5. Сброс части баков на примере РБ «Бриз-М»:
а — РБ «Бриз-М» в сборе; *б* — центральный блок РБ «Бриз-М» (ДТБ опорожнен и сброшен); *1* — трубопровод перелива «О»; *2* — бак «О»; *3* — бак «Г»; *4* — трубопровод перелива «Г»; *5* — опора роликовая; *6* — направляющая для схода ДТБ; *7* — дополнительный топливный бак

вательно, масса двигателей относительно невелика.

Вариант № 2 — сброс части ЖРД по мере облегчения ракеты. Это использовано на РН «Атлас» (рис. 6.1.6), где стартовая масса ракеты обуславливает, соответственно, относительно большую потребную тягу и массу двигателей, что делает целесообразным сброс стартовых двигателей (~85 % общей тяги) после выработки основной части топлива. Освободившаяся часть баков (~85 % их общего объема) становится балластной, что составляет основной недостаток этого варианта. Одним из преимуществ является запуск всех двигателей на старте с возможностью их контроля до отделения ракеты от пускового устройства.

Вариант № 3 — сброс части ставших балластными баков и двигателей. Так, в РН «Союз» (рис. 6.1.7) вместе с двигателями отработавших ракетных блоков первой ступени (80 % общей тяги), в отличие от «Атласа», сбрасывается также до 80 % освободившегося общего объема баков. В этом варианте ракетные блоки I и II ступеней могут быть как с ЖРД на разных компонентах (I РС РН «Энергия» — на керосине и кислороде, а II РС — на водороде и кислороде, рис. 6.1.8), так и с РДТТ (например, «Ариан-5», рис. 6.1.9 и «Спейс Шаттл», где два ракетных блока I ступени твердотопливные, а ракетный блок II ступени — водородно-кислородный). Преимущество, как и у «Атласа», — запуск всех двигателей I и II ступеней на старте. Недостатки — остающаяся балластная часть баков II ступени, вычитающаяся из полезной нагрузки, а также среднеинтегральный «недобор» удельного импульса

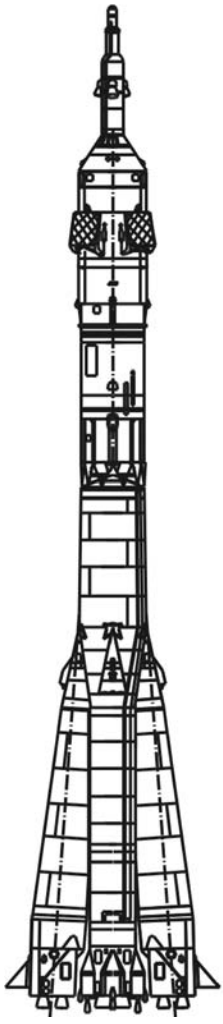
Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.1.6. РН со сбросом стартовых двигателей на примере РКН «Атлас-2»:
1 — сбрасываемый в полете блоковый ЖРД;
2 — основной ЖРД LR-106-NA

при двигателях с соплом с фиксированной степенью расширения, которое должно работать при внешнем давлении от 1 атм при старте до нуля. Как и в варианте № 2, в идеале должен быть двигатель либо с переменной степенью расширения, в частности, с надвижным насадком на сопло, увеличивающим в полете степень расширения, либо с центральным телом.

Вариант № 4 — с последовательной работой ракетных блоков II и последующих ступеней. При этом блоки смежных ступеней могут располагаться как последовательно (тандемно), что наиболее распространено (например, РН «Протон»), так и параллельно (например, РН «Титан-4», где сначала работают два РДТТ I ступени, называемые иногда стартовыми, а после их сброса включается ЖРД II ступени). В этом варианте нет балластного объема баков второй и последующих ступеней, на них установлены двигатели с фиксированным «пустотным» соплом с максимальной степенью расширения (давление на срезе сопла 0,05... ...0,1атм). Этот вариант также не накладывает ограничения на выбор типа двигателей ступеней и топлива. Недостатки: по сравнению с вариантом № 3 увеличивается потребная тяга двигателей I ступени из-за неиспользуемых на этом этапе двигателей II ступени, а значит, их масса и стоимость.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



РКН «Союз»

Серия советских 3-ступенчатых РН разработана для выведения в космос КК “Союз”, “Союз Т”, КА “Прогресс” и др. Стартовая масса РКН ~ 310 т, масса ПН ~ 7 т.

При запуске РКН одновременно включаются ДУ боковых блоков 1-й ступени и ДУ центрального блока 2-й ступени.

Боковые блоки 1-й ступени:
стартовая масса – 43,5×4 т.
тяга земная – 83,70×4 т.
Центральный блок 2-й ступени:
стартовая масса – 100,9 т.
тяга земная – 79,4 т.

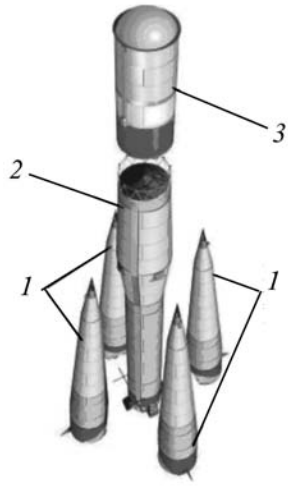


Рис. 6.1.7. РН со сбрасываемыми блоками I ступени на примере РКН «Союз»:
1 — боковые блоки ускорителя I ступени; *2* — ускоритель I и II ступеней; *3* — ускоритель III ступени

Вариант № 5 — одновременная работа со старта ракетных блоков первых двух ступеней РН, при их параллельном расположении и перелив топлива в полете из баков ракетных блоков I ступени в баки II ступени. По сравнению с вариантом № 3 это избавляет от балластного объема баков и ступени, а по сравнению с вариантом № 4 уменьшается общая потребная тяга двигателей на I и II ступенях на 15...20 %, а следовательно, их стоимость (составляющая основную долю стоимости пуска) и масса. Возрастает также полетная надежность как из-за уменьшения общего количества двигателей, так и за счет возможности их предстартовой проверки и своевременного аварийного отключения. Для максимальной реализации преимуществ этого варианта на II ступени нужен двигатель с переменной степенью расширения (как это желательно и в варианте № 3).

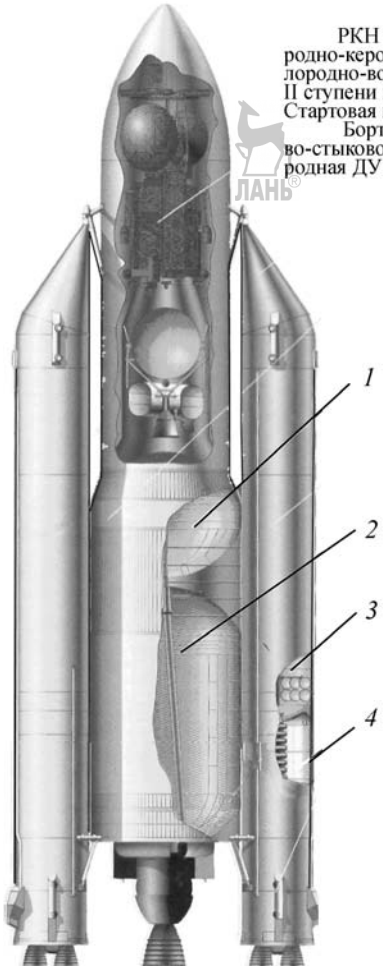
Рассмотренные варианты в значительной мере предопределяют основной компоновочный признак составной ракеты — взаимное расположение ракетных блоков ступеней: продольное или тандемное — с поперечным разделением отработавших ракетных блоков (ва-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

РКН "Энергия-М"

РКН "Энергия-М" состоит из кислородно-керосиновых блоков I ступени, кислородно-водородного центрального блока II ступени и стартово-стыковочного блока. Стартовая масса РКН – 1050 т.

Бортовые ракетные блоки, стартово-стыковочный блок, кислородно-водородная ДУ заимствованы с РН "Энергия"



← Рис. 6.1.8. РН с ракетными блоками на разных компонентах на примере РКН «Энергия-М»:
1, *2*, *3* — баки кислорода II ступени, жидкого водорода и кислорода блока I ступени соответственно; *4* — бак керосина блока I ступени

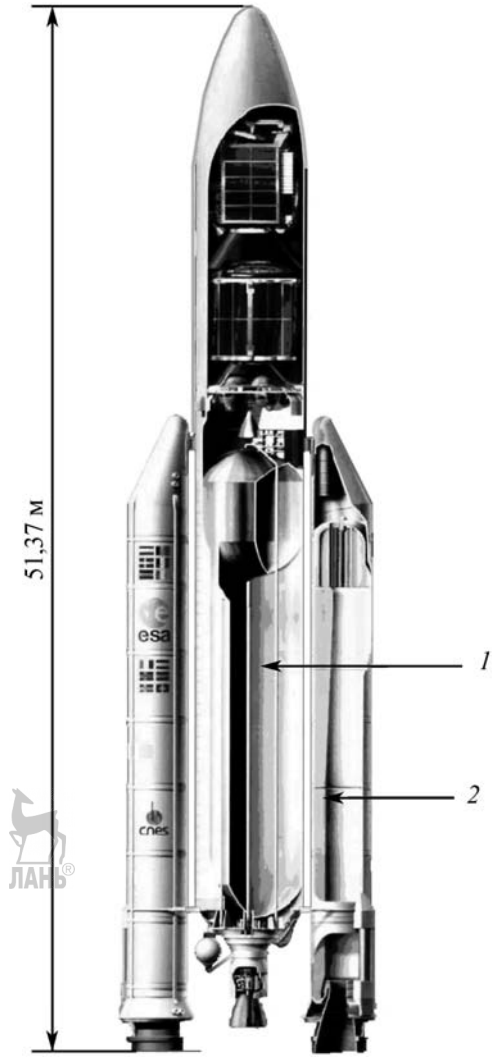


Рис. 6.1.9. РН с ракетными блоками на разных компонентах на примере РКН «Ариан-5»:
1 — криогенная ступень с двигателем «Вулкан» (тяга 980 кН (100 тс), компоненты — $H_{2ж}$ + + $O_{2ж}$); *2* — твердотопливный ускоритель, 2 шт. (тяга 3138 кН (320 тс))

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

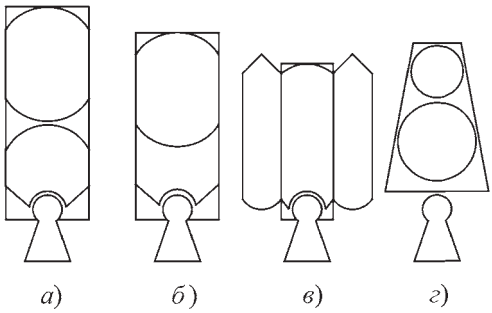


Рис. 6.1.10. Схемы ракетных блоков:
а — моноблочный с раздельными баками; *б* — моноблочный с общим (или совмещенным) днищем баков «О» и «Г»; *в* — с параллельным («пакетным») расположением баков (боковые баки могут быть ненесущими); *г* — с ненесущими («подвесными») баками

рианты № 2 и 4); параллельное или пакетное — с продольным разделением отработавших ракетных блоков или их частей (варианты № 1, 3, 4 и 5). Возможно на одной ракете использование обеих компоновок (например, на РН «Союз» ступени I и II с продольным разделением, а II и III с поперечным).

Ракетные блоки (рис. 6.1.10) могут быть моноблочными, когда баки горючего и окислителя объединены совместно с двигательным отсеком в один блок, или пакетными, когда баки горючего и окислителя расположены параллельно в целях сокращения длины РБ или транспортабельности (I ступень РН «Протон» — один бак окислителя и шесть баков горючего с закрепленными на них двигателями, транспортируемые отдельно). Баки ракетных блоков могут быть подвесными, не воспринимающими внешних нагрузок, что в ряде случаев оправдано при малом удлинении РБ, а также иногда при криогенных компонентах топлива, нуждающихся в теплоизоляции (РКН «Н-1», рис. 6.1.11). В большинстве случаев баки включены в силовую схему ракеты как элементы балки. Это особенно выгодно в весовом отношении при наличии внутрибакового давления, создающего осевую растягивающую силу, которая частично или полностью компенсирует сжимающую силу от тяги двигателей и от изгиба.

С учетом высокой стоимости, пропорциональной тяге, современных ЖРД целесообразно максимально использовать их

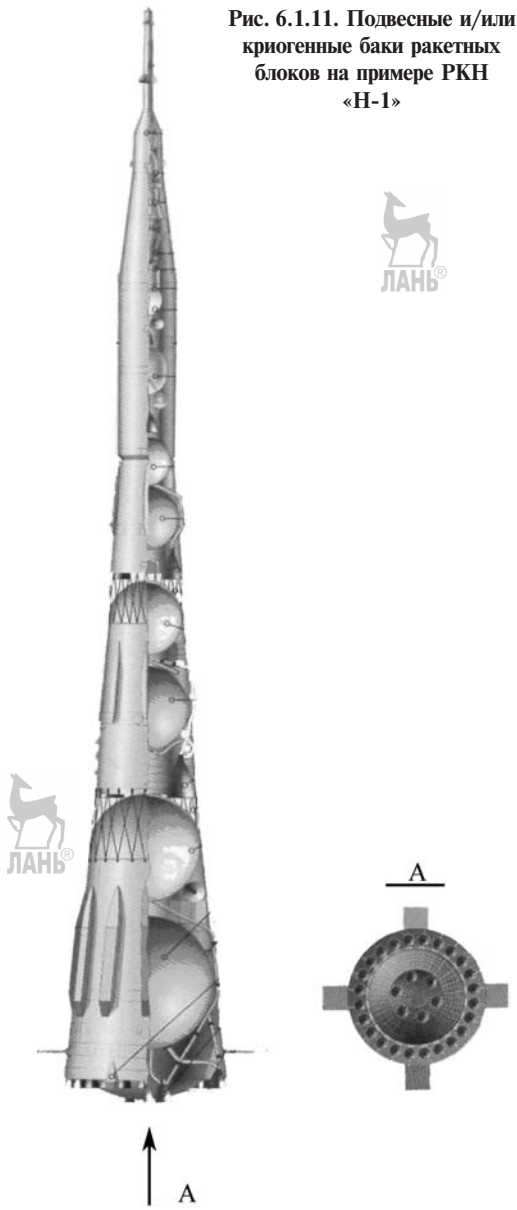


Рис. 6.1.11. Подвесные и/или криогенные баки ракетных блоков на примере РКН «Н-1»

ЛАНЬ®

ЛАНЬ®

располагаемую тягу путем увеличения стартовой массы РН за счет самых дешевых составляющих стоимости РН — массы топлива и обечаек баков. С учетом этого экономический оптимум для жидкостных ракет достигается при начальной тяговооруженности 1,12...1,15.

С увеличением числа двигателей нарастает вероятность отказа одного из них и,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

начиная с семи-восьми, возникает необходимость в горячем резервировании — дополнительном двигателе (или нескольких двигателях). Это поднимает стоимость РН и снижает массу полезного груза, особенно при нескольких параллельно расположенных РБ или при нескольких баках для каждого компонента, и требуется сложная, тяжелая и дорогая система их одновременной выработки, как при нормальной работе, так и при отказе одного из двигателей. Все это увеличивает удельную стоимость выведения. Несколько двигателей стоят дороже, чем один с той же суммарной тягой. Многодвигательные установки используются в случаях, когда нецелесообразно создание одного мощного двигателя.

Эти особенности многодвигательных установок смягчаются в составе многоразово используемых РН.

Что касается РДТТ, то их высокая стоимость обусловлена, прежде всего, массой топлива и относительно мало зависит от тяги. Поэтому оптимальная тяговооруженность РН с твердотопливной I ступенью получается существенно выше, чем РН с ЖРД.

Для стабилизации и управления полетом ракеты необходимо иметь возможность создания трех независимых друг от друга управляющих моментов: двух относительно поперечных осей, проходящих через центр масс (тангаж и рыскание), и относительно продольной оси (крен). Эти моменты создаются либо отклонением вектора тяги основных (маршевых) двигателей ракеты, либо специальных рулевых двигателей, камер или сопел относительно малой тяги. В последнем случае маршевый двигатель (или несколько двигателей) закрепляется неподвижно.

Жидкостные рулевые двигатели обычно многокамерные с поворотными камерами и одним *турбонасосным агрегатом* (*ТНА*) или с питанием от маршевого двигателя его компонентами. Возможно также использование рабочего тела (газа) от специального газогенератора или основного двигателя. При этом сопла могут быть поворотными или неподвижными парными с перераспределением газа между ними.

При карданном подвесе рулевых камер (или сопел) их может быть всего две, обеспечивающие создание всех трех моментов. Начиная с трех камер (или сопел) возможно создание всех трех моментов качанием каждой из них лишь в одной (тангенциальной) плоскости, что существенно упрощает конструкцию, хотя обычно используются четыре камеры, расположенные по принципу «вертикаль»—«горизонталь». В отдельных случаях они могут быть расположены и по диагонали, при этом (а также при трех камерах) их отклонения при командах «тангаж—рыскание» задаются через преобразователь координат.

При создании управляющих моментов тягой маршевых двигателей они могут быть либо в карданном подвесе, либо каждый с качанием в одной плоскости. При этом, если двигатель в карданном подвесе один, то для создания кренящего момента необходимы две дополнительные рулевые камеры, качающиеся в тангенциальном направлении, или две пары неподвижных камер. При двух маршевых двигателях в карданных подвесах их отклонения создают все три момента (II ступень «Титан-4»). При трех и более двигателях можно ограничиться их качанием только в тангенциальном направлении, что существенно упрощает компоновку двигательного отсека, но по сравнению с карданным подвесом требует их вдвое больших отклонений для создания таких же управляющих моментов. На РН «Сатурн-5» (рис. 6.1.12) из пяти маршевых двигателей I ступени центральный закреплен неподвижно, а четыре периферийных — в кардановых подвесах в связи с большими потребными управляющими моментами и ограниченными возможностями отклонения двигателей F-1 с тягой по 6669 кН (680 тс) на большие углы.

Известны и другие способы создания управляющих моментов:

– газовые рули в настоящее время почти не используются в связи с большим сопротивлением и потерей тяги и удельного импульса;

– газовые дефлекторы и интерцепторы, в отличие от газовых рулей вводятся в поток только в процессе создания управляющего момента; известны кольцевые дефлекторы, являющиеся, по существу, поворотной частью сопла;

– качающиеся в карданном подвесе камеры сгорания вместе с соплом при неподвижном ТНА в четырехкамерном двигателе РД174 I ступени РН «Энергия» и «Зенит» с тягой 7257 кН (740 тс);

– качающиеся сопла РДТТ в упругом подвесе;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

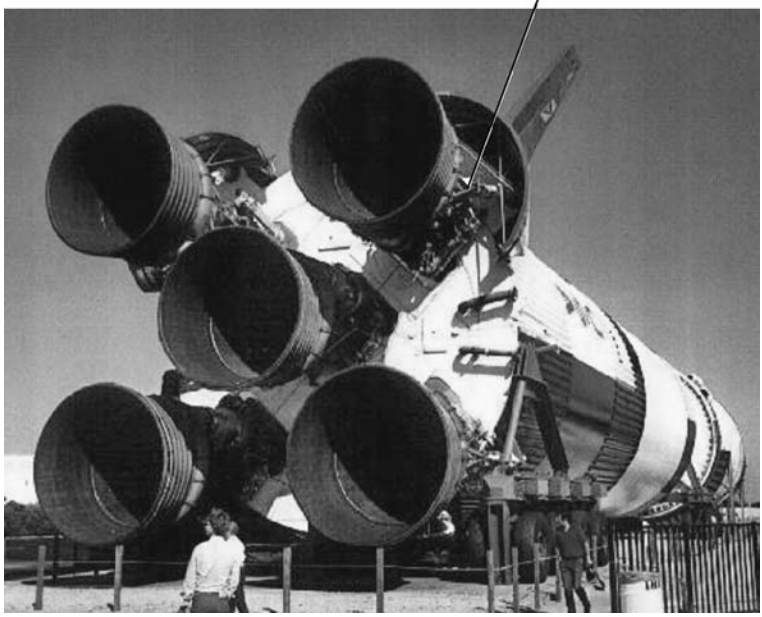


Рис. 6.1.12. Компоновка двигательного отсека на примере ДУ I ступени РКН «Сатурн-5»

– отклонение вектора тяги путем впрыска легко испаряющейся жидкости (фреон, азотный тетроксид) или введением газа в закритическую часть неподвижно закрепленного сопла;

– попарное создание разности тяг 24 неподвижно закрепленных двигателей I ступени, расположенных по окружности диаметром 14 м (еще шесть двигателей были закреплены в центре), было применено на РН «Н-1» (см. рис. 6.1.11); этот же способ был использован и на II ступени с попарным дросселированием и форсажем восьми диаметрально расположенных двигателей. Такой способ применим лишь при достаточно большой поперечной удаленности друг от друга двигателей;

– аэродинамические рули, эффективные на начальном участке движения.

Степень использования потенциальных возможностей РКН в значительной мере определяется географическим положением (прежде всего широтой) их мест старта и дополнительными политическими или экономическими ограничениями, определяющими допустимую трассу выведения и возможный угол наклона опорных орбит к плоскости экватора. Так, из Байконура, расположенного на широте 46°, можно запускать ракеты на опорные орбиты с наклонением к экватору не менее 51,6°, чтобы трасса активного участка траектории проходила в основном не над территорией Китая. Ограничения касаются также допустимых мест падения отработавших ступеней, что в целом ограничивает использование потенциальных возможностей ракет.

Наклон опорных орбит к экватору определяет дополнительную скорость, обусловленную окружной скоростью вращения Земли, и влияет на грузоподъемность носителей, а при выведении на геостационарную орбиту — еще и на необходимый угол поворота плоскости опорной орбиты для совмещения ее с экваториальной плоскостью. Эта зависимость в максимальной степени проявляется для одноступенчатых РН и в меньшей — для двух- и трехступенчатых РН (табл. 6.1.3).

Для достижения этой же цели возможен старт РН с самолета или корабля, спускающегося в низкие широты. При этом также создается возможность всеазимутальных пусков, что осложнено в условиях внутриконтинентального расположения космодромов.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

6.1.3. Влияние наклона опорной орбиты и окружной скорости на грузоподъемность носителей

Место старта (МС)	Наклон опорной орбиты (широта, МС), °	Окружная скорость Земли, м/с	Отношение полезной нагрузки на опорной орбите при старте на МС/на экваторе, %	Полезная нагрузка на геостационарной орбите при старте на МС на экваторе, %
Экватор	0	465	100	100
Алькантара, 2,3° ю.ш.	2,5	465	~100	~100
Куру, 5,3° с.ш.	5,0	463	99	99
Сичан 28,0° с.ш.	26,5	416	97	87
Космический центр им. Кеннеди	28,5	409	97	85
Байконур, 46,0° с.ш.	51,6	289	93	62
Свободный, 51,7° с.ш.	51,8	288	92	62
Плесецк, 62,8° с.ш.	63,0	211	87	47

«Сатурн-5» — трехступенчатая РН, предназначенная для полетов космического корабля «Апполон» на околоземные и окололунные орбиты. Стартовая масса до 2950 т. ДУ I ступени (ракета S-1C) состоит из пяти ЖРД F-1 общей тягой на земле 3450 т.

Один ЖРД жестко крепится по оси ракеты, а остальные установлены по периферии в карданных подвесах, обеспечивающих отклонение ЖРД в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±5°.

Глава 6.2
ОДНОРАЗОВЫЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

6.2.1. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ ТИПА Р-7А

21 августа 1957 г. впервые в мире успешно стартовала двухступенчатая *межконтинентальная баллистическая ракета* (*МБР*) Р-7 (8К71), созданная в опытно-конструкторском бюро № 1 (ОКБ-1), возглавляемым Сергеем Павловичем Королевым. В дальнейшем работа была передана в «ЦСКБ-Прогресс».

Эта МБР была применена как РН и получила впоследствии в печати название — РН «Спутник».

За многие годы разработаны РН среднего класса типа Р-7А различных модификаций (рис. 6.2.1, табл. 6.2.1) и осуществлено более 1700 пусков РН типа Р-7/Р-7А (табл. 6.2.2).

Основные характеристики модификаций РН типа Р-7А представлены в табл. 6.2.3, а общий вид РН «Союз-У» на рис. 6.2.2.

РН «Союз-2» (изделие 14А14) этапа 1а и этапа 1б

РН «Союз-2» создана на базе серийной и успешно эксплуатируемой в настоящее время РН «Союз» в целях повышения ее тактико-технических характеристик, расширения номенклатуры и целевых возможностей запускаемых КА и обеспечения только российской кооперации разработчиков и изготовителей комплектующих элементов и РН в целом.

Новая система управления на базе *бортового цифрового вычислительного комплекса* (*БЦВК*) и энергетические возможности модернизированной РН позволяют применить головные обтекатели диаметром 3,715 и 4,11 м и значительно увеличить выводимую массу и габариты полезного груза по сравнению с РН »Союз».

Использование в составе ракеты космического назначения (РН «Союз-2»с *космической головной частью* (*КГЧ*)) разгонного блока «Фрегат» позволяет обеспечить выведение КА в широком диапазоне орбит, в том числе на геопереходные и геостационарные орбиты.

Основные сведения по РН

Классификация: РН среднего класса.

Количество ступеней: 3.

Схема деления ступеней РН: продольно-поперечная.

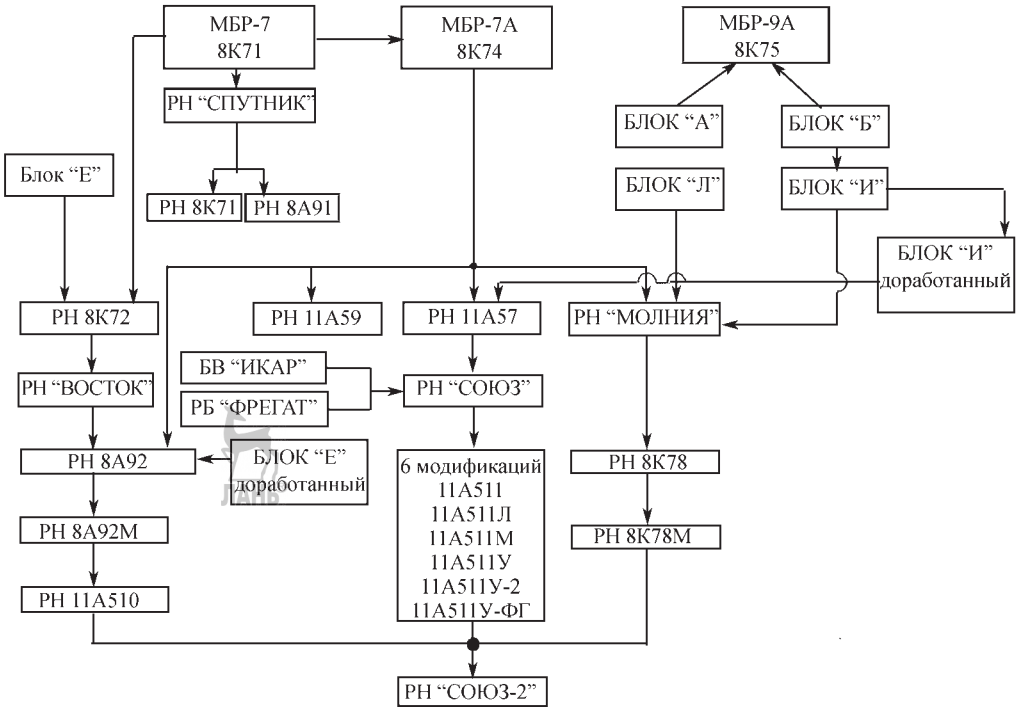


Рис. 6.2.1. Семейство РН типа Р-7/Р-7А

Применяемые компоненты топлива: окислитель — жидкий кислород; горючее — керосин.

Головной разработчик и изготовитель РН «Союз-2»: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара.

Разработчики составных частей РН:

двигатели I и II ступени — НПО «Энергомаш», ПФ НПО «Энергомаш», АО «Моторостроитель»;

двигатели III ступени — КБ «Химавтоматика», Воронежский механический завод;

система управления — НПО «Автоматика»;

телеметрическая система — РНИИ КП;

технический комплекс РН — ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»;

стартовый комплекс — КБ «Общего машиностроения».

Создание РН «Союз-2» проводится в два этапа.

Этап 1а

На РН «Союз-2» этапа 1а используются:

новая система управления на БЦВМ;

новая цифровая радиотелеметрическая система;

модернизированные двигатели с повышенными энергетическими характеристиками 14Д21, 14Д22 на первой-второй ступенях;

унифицированная конструкция блока III ступени для РН этапов 1а и 1б.

Этап 1б

На РН «Союз-2» этапа 1б дополнительно к мероприятиям реализованным на этапе 1а, на блоке III ступени устанавливается новый двигатель 14Д23 с высокими удельными характеристиками.

В состав РН «Союз-2» входят:

четыре боковых блока первой ступени;

центральный блок первой и второй ступени;

блок III ступени.

РН «Союз-2», в зависимости от габаритов КА, может использоваться с разными КГЧ, включающими в себя:

сборочно-защитный блок в составе головного обтекателя и переходного отсека;

КА;

6.2.1. Этапы модернизации РН типа Р-7А

I этап 1957–1959 гг.			II этап 1960–1963 гг.			III этап 1964–1972 гг.			IV этап 1973–1985 гг.			V этап С 1993 г.		
Модификации РН														
Наименование		Индекс (дата первого пуска)	Наименование		Индекс (дата первого пуска)	Наименование		Индекс (дата первого пуска)	Наименование		Индекс (дата первого пуска)	Наименование		Индекс (дата первого пуска)
Принятое в СМИ*	Официальное		Принятое в СМИ	Официальное		Принятое в СМИ	Официальное		Принятое в СМИ	Официальное		Принятое в СМИ	Официальное	
МБР Р-7	Не присв.	8К71 (15.05.1957)	«Молния»	«Молния»	8К78 (10.10.1960)	«Восток-2М»	«Восток»	8А92М (28.08.1964)	«Союз-У»	«Союз»	11А511У (18.05.1973)	«Союз-ФГ»	«Союз-ФГ»	11А511У-ФГ (21.05.2001)
Р-7 «Спутник»	Не присв.	8К71 (4.10.1957)	«Восток-2»	«Восток»	8А92 (28.07.1962)	«Восток-2А»	Не присв.	11А510 (28.12.1965)	«Союз-У2»	«Союз»	11А511У-2 (23.12.1982)	«Союз-2»	«Союз-2»	14А14 (этап 1а) (8.11.2004 г.)
Р-7 «Спутник»	Не присв.	8А91 (27.04.1958)	Не присв.	Не присв.	11А59 (1.11.1963)	«Молния-М»	«Молния»	8К78М (4.10.1965)	«Союз-У»	«Союз»	11А511У-ПВБ (21.03.1984)	«Союз-2»	«Союз-2»	14А14 (этап 1б) (начало ЛКИ 2006 г.)
МБР Р-7А	Не присв.	8К74 (24.12.1959)	«Восход»	Не присв.	11А57 (16.11.1963)	«Союз»	«Союз»	11А511 (28.11.1966)	«Молния-М»	«Молния»	8К78М-ПВБ (29.05.1985)			
«Восток»	Не присв.	8К72 (23.09.1958)				«Союз-Л»	«Союз»	11А511Л (24.11.1970)						
						«Союз-М»	«Союз»	11А511М (27.12.1971)						

* СМИ — средства массовой информации.

6.2.2. Общие сведения о РН типа Р-7/Р-7А

Индекс	Наименование для печати	Назначение	Число ступеней	На базе какого изделия разрабатывается модификация	Период эксплуатации	Число безотказных пусков	Предприятие-разработчик	Примечание
1	2	3	4	5	6	7	8	9
8К71	МБР Р-7	Предназначалась для доставки головной части с ядерным боезарядом в заданный район земли	2	Разработана вновь	1957–1960	17	ОКБ-1 (РКК «Энергия»)	–

8К71	РН «Спутник»	Применялась для выведения в космос первых в мире ИСЗ	2	МБР Р-7 8К71	1957	2	ОКБ-1 (РКК «Энергия»)	–
8А91	РН «Спутник»	Применялась для выведения в космос третьего ИСЗ	2	МБР Р-7 8К71	1958	1	ОКБ-1 (РКК «Энергия»)	–
8К74	МБР Р-7А	Усовершенствованная МБР Р-7А предназначалась для доставки головной части с ядерным боезарядом облегченного типа в заданный район Земли	2	МБР Р-7 8К71	1959–1967	26	ОКБ-1 (РКК «Энергия»«)	–
8К72, 8К72К	РН «Восток»	Применялась для выведения автоматических межпланетных станций при исследования луны	3	МБР Р-7 8К71	1958–1964	18	ОКБ-1 (РКК «Энергия»)	В состав РН 8К72 входила новая III ступень — блок «Е». 12.04.61 г. впервые в мире осуществлен запуск РН 8К72К с пилотируемым космическим кораблем «Восток» с космонавтом Ю.А. Гагариным. I и II ступени РН были изготовлены на заводе «Прогресс» в г. Куйбышеве
8К78	РН «Молния»	Применялась для выведения автоматических межпланетных станций к Луне, Венере, Марсу, КА серии «Космос»	4	МБР Р-7А 8К74 МБР Р-9А 8К75	1960–1967	20	ОКБ-1 (РКК «Энергия»)	–
8А92	РН «Восток-2»	Применялась для выведения КА типа «Зенит»	3	РН 8К72	1962–1967	40	ОКБ-1 (РКК «Энергия») и филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	–

Продолжение табл. 6.2.2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
8А92М	РН «Восток-2М»	Применялась для запуска КА на низкие, средние и солнечно-синхронные орбиты	3	РН 8А92	1964–1991	92	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	–
11А510	РН «Восток-2А»	Применялась для проведения летных испытаний КА «ИС» и «УС»	3	РН 8А92М	1965	2	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	–
11А57	РН «Восход»	Применялась для запуска КК «Восход» и КА серии «Космос»	3	МБР Р-7А 8К74 Блок III ступени РН 8К78	1963–1976	285	ОКБ-1 (РКК «Энергия») и Филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	РН 11А57 в тот период была наиболее мощной из класса ракет Р-7, ее использование позволило существенно увеличить массу ПГ выводимого на орбиту
11А59	Нет	Применялась для вывода на орбиту КА «Полет-1» и «Полет-2»	2	МБР Р-7А 8К74	1963	2	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	–
8К78М, 8К78М-ПВБ	РН «Молния»	Применяется для запуска КА на высокоэллиптические орбиты	4	РН 8К78	С 1965 г. по наст. время	263	ОКБ-1 (РКК «Энергия») и Филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	С 1985 г. на РН 8К78М реализованы мероприятия по повышению пожаровзрывобезопасности (ПВБ)
11А511	РН «Союз»	Применялась для запуска КК типа «Союз»	3	РН 11А57	1966–1976	30	ОКБ-1 (РКК «Энергия») и Филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	–
11А511Л	РН «Союз-Л»	Применялась для отработки лунной кабины РКК «Н-1-Л3» (объект Т2К)	3	РН 11А511	1970	3	Филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	–
11А511М	РН «Союз-М»	Применялась для запуска КА серии «Космос»	3	РН 11А511	1971	8	Филиал № 3 ОКБ-1 (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»)	–

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

11А511У, 11А511У-ПВБ	РН «Союз-У»	Выводит пилотируемые и грузовые КК типа «Союз» и «Прогресс», КА серии «Космос», КА социально-экономического назначения	3	РН 11А511	1973–2004 (РН 11А511У) С 1984 г. по наст. время (РН 11А511У-ПВБ)	714	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	С 1984 г. на РН 11А511У-ПВБ реализованы мероприятия по повышению пожаровзрывобезопасности
11А511У-2	РН «Союз-У2»	Применялась для запуска пилотируемых и грузовых КК типа «Союз» и «Прогресс» и автоматических КА серии «Космос»	3	РН 11А511У	1982–1995	70	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	Для увеличения энергетических характеристик РН в ДУ центрального блока использовалось горючее «синтин»
11А511У-ФГ	РН «Союз-ФГ»	Выводит пилотируемые КА типа «Союз-ТМА», грузовые КК типа «Прогресс-М»	3	РН 11А511У	С 2001 г. по наст. время	15	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	На I и II ступенях используются двигатели РД-107А и РД-108А с новыми форсуночными головками
14А14 этап 1а	РН «Союз-2»	Предназначена для выведения на околоземную орбиту пилотируемых и грузовых КК («Союз-ТМ», «Прогресс-М1», «Прогресс-ММ»), КА специального назначения (серии «Космос»), КА социально-экономического назначения («Ресурс-01», «Фотон-М»), вновь разрабатываемых КА различного назначения	3	РН 11А511У	Начало ЛКИ в 2004 г.	1	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	–
14А14 этап 1б	РН «Союз-2»		3	14А14 этап 1а	Начало ЛКИ в 2006 г.		ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	На РН «Союз-2» этапа 1б дополнительно к мероприятиям, реализованным на этапе 1а, на блоке III ступени устанавливается новый двигатель 14Д23 с высокими удельными характеристиками

ЛАНЬ®

Окончание табл. 6.2.2.

1	2	3	4	5	6	7	8	9
	РН «Союз-СТ-А (Б)»		3	14А14 этап 1а и этап 1б	Начало ЛКИ в 2008 г.		ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	На базе РН «Союз-2» разработана РН «Союз-СТ», адаптированная к условиям эксплуатации с французского космодрома Куру

Примечание. Для выведения полезных грузов на средние, высокие круговые и эллиптические орбиты в составе ракет космического назначения с РН 11А511У («Союз»), 11А511У-ФГ («Союз-ФГ»), 14А14 («Союз-2») используется блок выведения «Икар» или разгонный блок «Фрегат». Разгонный блок «Фрегат» разработан и изготавливается в НПО им. С.А. Лавочкина.

6.2.3. Основные характеристики модификаций РН типа Р-7А

Параметр	Значение для РН				
	«Спутник»	«Восток»	«Восход»	«Молния»	«Союз-У»
Количество ракетных ступеней	2	3	3	4	3
Стартовая масса, кг	268 600	287 000	290 000	300 000	309 700
Масса ПГ, выводимого на ОИСЗ*, кг	1350	4730	4900	6700	6855
Топливо на I, II и III ступенях	Жидкий кислород + керосин				
Двигатели на блоках I ступени	РД-107 (8Д74)				
Конструкция двигателя на блоках I ступени	4 основных камеры и 2 рулевых камеры				
Тяга двигателя в пустоте,тс	82,1				
Удельный импульс тяги двигателей I ступени на земле, с	252				
Двигатель на II ступени	РД-108 (8Д75)				
Конструкция двигателя II ступени	4 основных камеры и 4 рулевых камеры				
Тяга двигателя в пустоте, тс	74,5				
Удельный импульс тяги двигателя II ступени на земле, с	243				
Блок III ступени (шифр)	–	Е	Е	И	И
Габаритные размеры РН: длина ракеты с ГЧ, мм	29 167	38 246	44 328	43 440	50 670
максимальный поперечный размер,мм	10 300				

* Круговая орбита с высотой 200 км и наклонением 51,8 град.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

разгонный блок «Фрегат» (при выведении КА на высококруговые , высокоэллиптические орбиты и отлетные траектории).

Используемые с РН головные обтекатели диаметром: 2,7; 3,0; 3,3; 3,715; 4,11 м.

В результате проводимых мероприятий энергетические возможности РН «Союз-2» этапа 1а повышаются по сравнению с базовой РН «Союз» примерно на 250...300 кг.

Энергетические возможности РН «Союз-2» этапа 1б за счет применения на III ступени двигателя новой разработки повышаются на 800...900 кг по сравнению с РН «Союз-2» этапа 1а и на 1100...1200 по сравнению с базовой РН «Союз».

Боковые блоки первой ступени и центральный блок (I и II ступени) соединены между собой по схеме «пакет», центральный блок с блоком III ступени соединены последовательно.

Система управления РН единая для всех трех ступеней, создана на базе бортовой цифровой вычислительной машины, высокоточного комплекса командных приборов с использованием современной элементной базы и прогрессивных системно-технических решений.

Система управления обеспечивает:

послестартовый разворот РН на заданный азимут полета;

реализацию выведения КА по гибким оптимальным траекториям при максимальном использовании энергетических возможностей РН и обеспечения падения отделяющихся частей в выделенные районы;

своевременное распознавание аварийных ситуаций на борту, формирование необходимых команд и прекращение неуправляемого полета;

точность выведения КА:

по периоду — ±2,5 с;

по наклонению — ±2 угл. мин.

Система информационно-телеметрического обеспечения осуществляет сбор, передачу, прием и обработку информации о работе систем, агрегатов и конструкции РН на всех этапах эксплуатации РН.

В ее состав входит цифровая радиотелеметрическая система и наземный телеметрический комплекс.

Система внешнетраекторных измерений обеспечивает контроль параметров траектории РН на участке выведения и в момент отделения КА от РН.

Основные характеристики РН «Союз-2»

Полная длина (без СЗБ), мм	33 883
Длина центрального блока А, мм	27 138
Длина бокового блока, мм	19 198
Длина блока III ступени, мм	6745
Максимальный поперечный размер РН (по воздушным рулям), мм	10 303
Максимальный диаметр центрального блока А, мм	2950
Максимальный диаметр бокового блока, мм	2680
Максимальный диметр блока III ступени, мм	2660
Массовые характеристики:	
масса незаправленной («сухой») РН этапа 1а, кг	24 200
масса заправленной РН этапа 1а, кг	303 040

Характеристики двигателей РН «Союз-2»

Двигатели I и II ступени РН «Союз-2» этапов 1а и 1б.

На центральном и боковых блоках РН «Союз-2» (этап 1а) используются модернизированные двигатели 14Д21, 14Д22 и рулевые агрегаты Д664-000, Д664-200(400), разработанные на базе применяемых на центральном и боковых блоках РН «Союз» двигателей 11Д511, 11Д512 и рулевых агрегатов Д064-000, Д064-200(400).

Модернизация заключается в применении на двигателях 14Д21, 14Д22 новой конструкции смесительной головки, а на рулевых агрегатах Д664-000, Д664-200(400) — в увеличении соотношения компонентов топлива для повышения удельного импульса тяги.

Применение новой смесительной головки с однокомпонентными форсунками окислителя и горючего вместо двухкомпонентных обеспечивает улучшение смесеобразования и повышение за счет этого энергетических характеристик двигателей 14Д21, 14Д22.

За счет наличия в конструкции смесительной головки антипульсационных перегородок, образованных выступающими в огневое пространство камеры форсунками окислителя и горючего, двигатели 14Д21, 14Д22 имеют повышенный по сравнению с двигателями-прототипами запас устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания.

Основные характеристики двигателей 14Д21, 14Д22 совместно с рулевыми агрегата-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

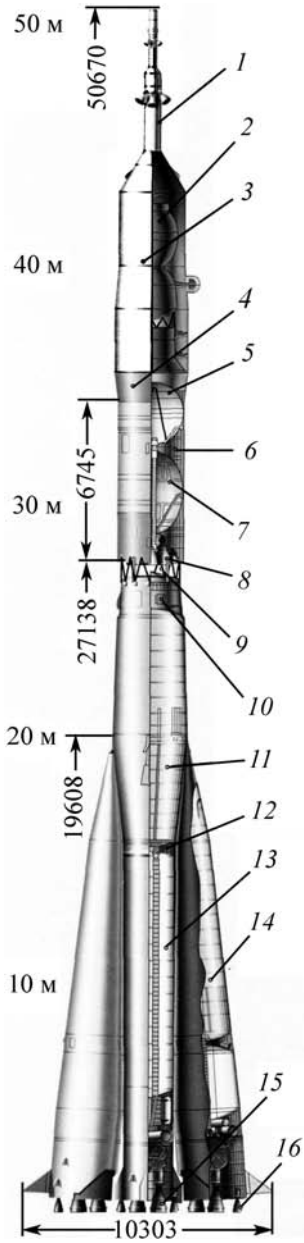


Рис. 6.2.2. РН «Союз-У»:
1 — система аварийного спасения; *2* — космический корабль; *3* — головной обтекатель; *4* — переходный отсек; *5*, *13* — бак горючего, керосин; *6* — отсек систем управления и измерения; *7*, *11*, *14* — баки окислителя, кислород; *8* — маршевый двигатель; *9* — ферма переходная; *10* — приборный отсек; *12* — межбаковый отсек; *15* — маршевые двигатели; *16* — рулевые двигатели

ми Д664-000, Д664-200(400) приведены в табл. 6.2.4.

Двигатель III ступени РН «Союз-2» этапа 1а.

На блоке III ступени РН «Союз-2» (этап 1а) используется двигатель 11Д55(РД-0110) разработки КБ «Химавтоматика», серийно эксплуатируемый в составе РН «Союз».

Основные характеристики двигателя 11Д55:

Индекс двигателя. 11Д55
Компоненты топлива:
окислитель . . . . . кислород жидкий технический, ГОСТ 6331–78, сорт 2
горючее . . . . . керосин Т-1(Т-1С), ГОСТ 10227–86
Тяга двигателя, приведенная к номинальным условиям работы в пустоте, кН (кгс) 297,9 (30 380)

Двигатель III ступени РН «Союз-2» этапа 1б.

На блоке III ступени РН «Союз-2» (этап 1б) используется новый двигатель 14Д23 (РД-0124) разработки КБ «Химавтоматика».

Основные характеристики двигателя 14Д23:

Индекс двигателя. 14Д23
Компоненты топлива:
окислитель . . . . . кислород жидкий технический, ГОСТ 6331–78, сорт 2
горючее . . . . . керосин Т-1(Т-1С), ГОСТ 10227–86
Тяга двигателя, приведенная к номинальным условиям работы в пустоте, кН 294,3

Конструктивно-компоновочная схема РН «Союз-2»приведена на рис. 6.2.3.

РН Союз-2» (изделие 14А14) этап 1б

Трехступенчатая РН среднего класса «Союз-2» этапа 1б предназначена для выведения с высокой точностью на околоземную орбиту полезных грузов — пилотируемых и грузовых КК (типа «Союз» и «Прогресс»), КА специального назначения (серии «Космос»), социально-экономического назначения («Ресурс-01», «Фотон-М»), зарубежных и отечественных коммерческих КА и целого ряда вновь разрабатываемых КА различного назначения.

С использованием в составе РН «Союз-2» этапа 1б разгонного блока «Фрегат» обеспечи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

6.2.4. Основные характеристики двигателей 14Д21, 14Д22 совместно с рулевыми агрегатами Д664-000, Д664-200(400)

Наименование характеристик	Значение характеристик		
	Боковой блок		Центральный блок
	Главная ступень	Промежуточная ступень	
Индекс маршевого двигателя	14Д22 (РД 107А)		14Д21(РД 108А)
Компоненты топлива:			
окислитель	Кислород жидкий технический, ГОСТ 6331–78		
горючее	Керосин Т-1(Т-1С), ГОСТ 10227–86		
привод ТНА	Пероксид водорода ГОСТ Р 50632–93		
Тяга двигателя совместно с РА, приведенная к номинальным условиям работы, кН (кгс):			
у Земли	838,47 (85 500)	660,68 (67 370)	792,48 (80 810)
в пустоте	1021,27 (104 140)	858,39 (87 530)	990,18 (100 970)

вается выведение КА на средние, высокие круговые и эллиптические, солнечно-синхронные, геопереходные и геостационарные орбиты.

Технические характеристики

Максимальная стартовая масса РН с космической головной частью, т 310
Масса полезного груза, выводимого РН, т:
на низкие околоземные орбиты:
с космодрома «Байконур» . . от 4,55 до 8,35
с космодрома «Плесецк» . . . . от 4,55 до 7,9
на высокие и средние орбиты с разгонным блоком типа «Фрегат» . . . . . от 0,87 до 4,55
Максимальная длина РН с космической головной частью, м. 50,67
Максимальный поперечный размер (по аэродинамическим рулям), м. 10,3
Диаметры головных обтекателей, используемых с РН, м . . . 2,7; 3,0; 3,3; 3,7; 4,11
Компоненты топлива:
окислитель . . . . . жидкий кислород
горючее . . . . . керосин Т-1
Тяга ДУ, кН:
I ступени у Земли 4144,7
в пустоте 5074,7
II ступени у Земли 791,7
в пустоте 989,8
III ступени 294,3

Разработчик и изготовитель — Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс».

6.2.2. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «ПРОТОН-К», «ПРОТОН-М», «АНГАРА», «РОКОТ»

6.2.2.1. РН «Протон-К»

РН «Протон-К» в составе РКН предназначена для выведения КА различного назначения на низкие, средние и высокие круговые и эллиптические орбиты, а также на отлетные траектории к планетам солнечной системы.

РН «Протон-К» состоит из трех ускорителей, соединенных по тандемной схеме.

На всех ступенях РН установлены высокоэкономичные двухкомпонентные ЖРД, работающие по замкнутой схеме.

Ускоритель I ступени состоит из одного центрального блока и шести боковых блоков с двигателями.

Центральный блок состоит из переднего отсека, включающего в себя ферму и проставку, бака «О» и хвостового отсека. На хвостовом отсеке между боковыми блоками размещены стартовые опоры, заправочные и дренажные горловины «О» и «Г», а на торце хвостового отсека расположены разъемы пневмо- и электрокоммуникаций связи с *комплектом наземного оборудования* (*КНО*).

Боковые блоки имеют одинаковую конструкцию: каждый блок состоит из переднего конического отсека, в котором находятся приборы СУ и *системы телеметрических измерений* (*СТИ*), бака «Г» и хвостового отсека с размещенным в нем одним ЖРД.

Хвостовые отсеки центрального и боковых блоков стыкуются жестко. Сила тяги дви-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

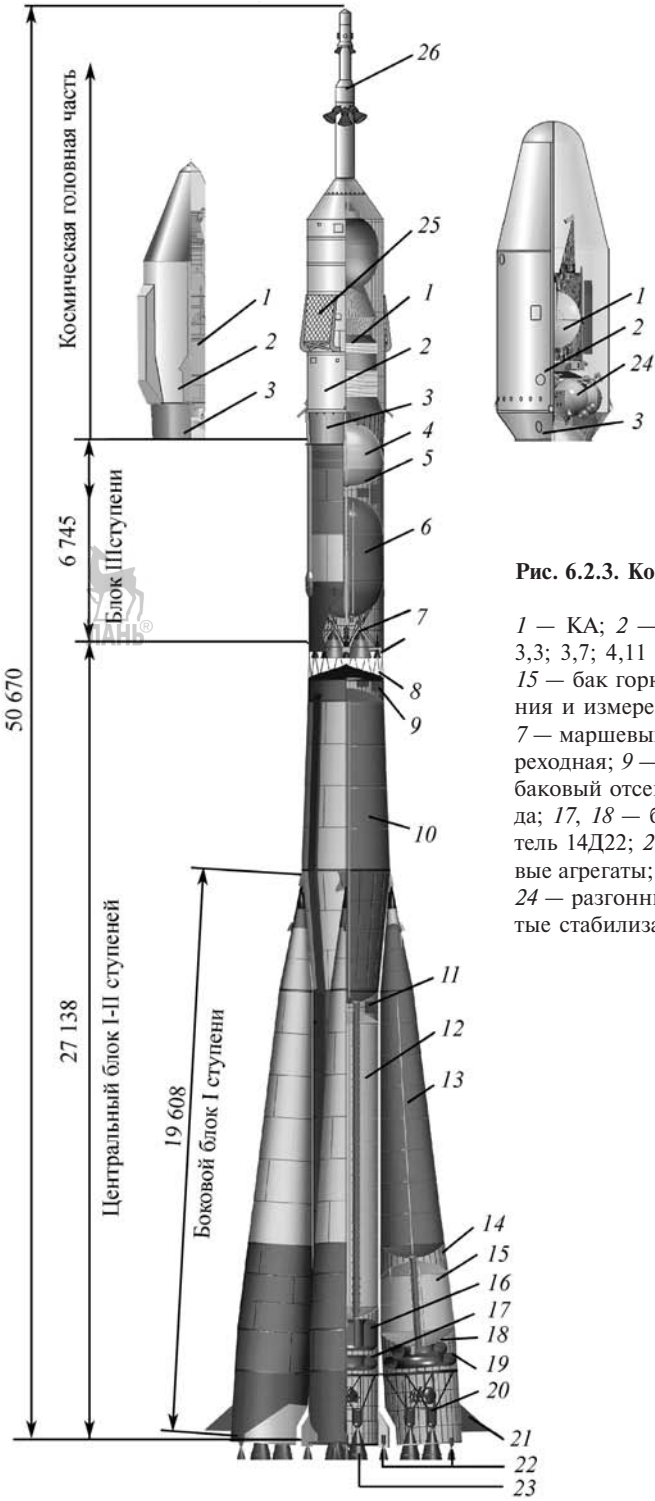
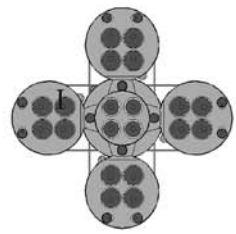


Рис. 6.2.3. Конструктивно-компоновочная схема РН «Союз-2»:

1 — КА; *2* — головной обтекатель (∅2,7; 3,0; 3,3; 3,7; 4,11 м); *3* — переходной отсек; *4*, *12*, *15* — бак горючего; *5* — отсек систем управления и измерения; *6*, *10*, *13* — бак окислителя; *7* — маршевый двигатель 11Д55; *8* — ферма переходная; *9* — приборный отсек; *11*, *14* — межбаковый отсек; *16*, *19* — бак перекиси водорода; *17*, *18* — бак азота; *20* — маршевый двигатель 14Д22; *21* — воздушный руль; *22* — рулевые агрегаты; *23* — маршевый двигатель 14Д21; *24* — разгонный блок «Фрегат»; *25* — решетчатые стабилизаторы; *26* — ДУ системы аварийного спасения



Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

гателей ускорителя I ступени передается на II ступень по центральному блоку.

Ускоритель II ступени включает в себя передний отсек, блок баков «О» и «Г» с общим промежуточным днищем, силовой конус с установленными на нем четырьмя двигателями и хвостовой отсек, состоящий из фермы и цилиндрической проставки. На переднем отсеке установлено шесть тормозных твердотопливных ракетных двигателей.

Ускоритель III ступени состоит из переднего (приборного) отсека, блока баков «О» и «Г» с общим промежуточным днищем, основного двигателя, установленного неподвижно на баке «Г», и хвостового отсека с размещенным в нем рулевым двигателем с четырьмя поворотными камерами. На хвостовом отсеке установлены четыре тормозных РДТТ.

Система управления РН — автономная инерциальная, состоит из бортовой и наземной аппаратуры и обеспечивает подготовку, проверку, пуск и управление полетом ракеты на заданную орбиту. Основные приборы и устройства СУ троированы, а цепи исполнительных устройств — дублированы.

СУ РН обеспечивает выполнение требований по точности выведения полезных нагрузок, по управлению двигательными установками ступеней РН и смежными системами.

Полетное задание вводится в СУ РН дистанционно. Наведение ракеты по азимуту осуществляется без разворота ее на *пусковой установке* (*ПУ*) стартового сооружения.

Управление полетом I и II ступеней РН производится отклонением основных двигателей, а III ступени — отклонением камер рулевого двигателя.

Средства разделения получают команды от СУ РН и предназначены для разрыва механических связей и отделения I, II, III ступеней и орбитального блока.

Ускоритель I ступени отделяется «горячим» способом под воздействием тяги ДУ II ступени, запускаемой до выключения ДУ I ступени.

Ускоритель II ступени отделяется путем торможения его шестью РДТТ и разгона III ступени ракеты четырехкамерным рулевым двигателем.

Ускоритель III ступени отделяется от орбитального блока посредством торможения его четырьмя РДТТ.

Система безопасности носителя (*СБН*) РН устанавливает факт возникновения аварийной ситуации в полете и выдает набор управляющих команд в СУ РН на прекращение полета ракеты и команду «Авария» в КГЧ для проведения необходимых операций.

Общий вид РКН «Протон-К» представлен на рис. 6.2.4.

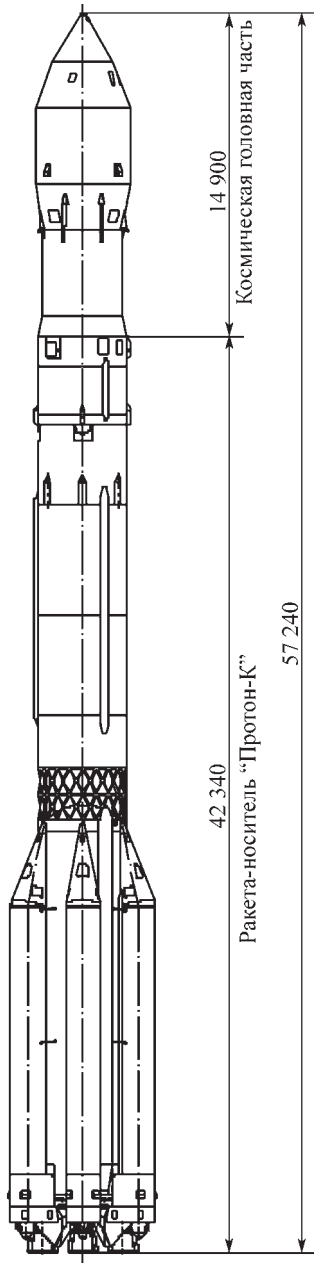


Рис. 6.2.4. Общий вид РКН «Протон-К»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Основные характеристики РКН «Протон-К»

Стартовая масса РКН, т . . . . . ~700
Масса полезной нагрузки, т:
на опорной орбите
($H_{кр}$ = 200 км, i = 51,6°) 20,9
на стандартной геопереходной
орбите. . . . . 5,0 (с РБ «Бриз-М»)
Геометрические характеристики:
длина с головным обтекателем, м 57,240
максимальный поперечный размер, м 7,4
Компоненты топлива . . . . . АТ + НДМГ
Тяга маршевых двигателей, кН (тс):
I ступени, земная/пустотная. . . 9526,5/10 492,5
(971,4/1069,8)
II ступени, пустотная 2328,18 (237,4)
III ступени, пустотная 582,14 (59,36)
Точность выведения на опорную
орбиту . . . . . $\Delta H_п$ = ±6 км; $\Delta H_а$ = ±15 км;
Δi = ±1,5 угл. мин; ΔT = ±8 с

РН «Протон-М»

РН «Протон-М» в составе РКН предназначена для выведения КА различного назначения на низкие, средние и высокие круговые и эллиптические орбиты, а также на отлетные траектории к планетам солнечной системы.

РН «Протон-М» состоит из трех ускорителей, соединенных по тандемной схеме.

На всех ступенях РН установлены высокоэкономичные двухкомпонентные ЖРД, работающие по замкнутой схеме.

Ускоритель I ступени состоит из одного центрального блока и шести боковых блоков с двигателями.

Центральный блок состоит из переднего отсека, включающего в себя ферму и проставку, бака «О» и хвостового отсека. На хвостовом отсеке между боковыми блоками размещены стартовые опоры, заправочные и дренажные горловины «О» и «Г», а на торце хвостового отсека расположены разъемы пневмо- и электрокоммуникаций связи с *комплектом наземного оборудования* (*КНО*).

Боковые блоки имеют одинаковую конструкцию: каждый блок состоит из переднего конического отсека, в котором находятся приборы СУ и СТИ, бака «Г» и хвостового отсека с размещенным в нем одним ЖРД.

Хвостовые отсеки центрального и боковых блоков стыкуются жестко. Сила тяги двигателей ускорителя I ступени передается на II ступень по центральному блоку.

Ускоритель II ступени включает в себя передний отсек, блок баков «О» и «Г» с общим промежуточным днищем, силовой конус с установленными на нем четырьмя двигателями и хвостовой отсек, состоящий из фермы и цилиндрической проставки. На переднем отсеке установлены шесть тормозных РДТТ.

Ускоритель III ступени состоит из переднего (приборного) отсека, блока баков «О» и «Г» с общим промежуточным днищем, основного двигателя, установленного неподвижно на баке «Г», и хвостового отсека с размещенным в нем рулевым двигателем с четырьмя поворотными камерами. На хвостовом отсеке установлены четыре тормозных РДТТ.

На РН применена автономная система управления с БЦВМ, реализующая терминальный (гибкий) метод управления на всех участках полета. СУ обеспечивает подготовку, проверку, пуск и управление полетом ракеты на заданную орбиту. Основные приборы и устройства СУ троированы, а цепи исполнительных устройств — дублированы.

СУ РН обеспечивает выполнение требований по точности выведения полезных нагрузок, по управлению двигательными установками ступеней РН и смежными системами.

Полетное задание вводится в СУ РН дистанционно. Наведение ракеты по азимуту осуществляется без разворота ее на ПУ стартового сооружения.

Управление полетом I и II ступеней РН производится отклонением основных двигателей, а III ступени — отклонением камер рулевого двигателя.

Система управления с помощью БЦВМ обеспечивает на РН реализацию функций *СУ расходом топлива* (*СУРТ*).

Одновременно СУ обеспечивает реализацию функций *системы безопасности носителя* (*СБН*).

СУ выдает команды на срабатывание пиросредств сброса створок головного обтекателя.

Средства разделения получают команды от СУ РН и предназначены для разрыва механических связей и отделения I, II, III ступеней и орбитального блока.

Ускоритель I ступени отделяется «горячим» способом под воздействием тяги ДУ II ступени, запускаемой до выключения ДУ I ступени.

Ускоритель II ступени отделяется путем торможения его шестью РДТТ и разгона III ступени ракеты четырехкамерным рулевым двигателем.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Ускоритель III ступени отделяется от орбитального блока посредством торможения его четырьмя РДТТ.

Общий вид РКН «Протон-М» представлен на рис. 6.2.5.

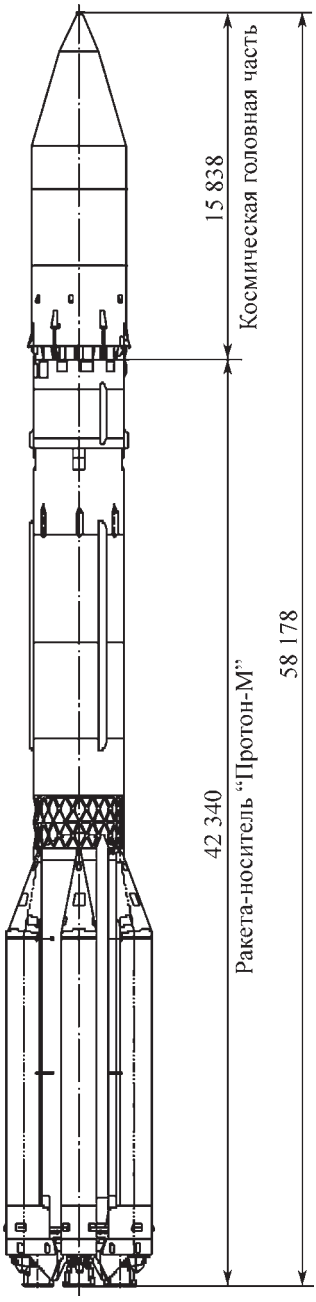


Рис. 6.2.5. Общий вид РКН «Протон-М»

Основные характеристики РКН «Протон-М»

Стартовая масса РКН, т. . . . . ~702
Масса полезной нагрузки, т:
на опорной орбите ($H_{кр}$ = 200 км, i = 51,6°) 22,0
на стандартной геопереходной орбите. . . . . 6,0 (с РБ «Бриз-М»)
на геостационарной орбите . . . . . 3,2 (с РБ «Бриз-М»)
Геометрические характеристики:
длина с головным обтекателем, м 58,178
максимальный поперечный размер, м . . . 7,4
Компоненты топлива . . . . . АТ + НДМГ
Тяга маршевых двигателей, кН (тс):
I ступени,
земная/пустотная. 9526,5/10 492,5 (971,4/1069,8)
II ступени, пустотная 2328,18 (237,4)
III ступени, пустотная 582,14 (59,36)
Точность выведения на
опорную орбиту . . . . . $\Delta H_{п}$ = ±2 км;
$\Delta H_{а}$ = ±4 км;
Δi = ±1,8 угл. мин;
ΔT = ±3 с

РН семейства «Ангара»

Общие сведения по РН

РН «Ангара» в составе РКН предназначены для выведения КА различного назначения на низкие, средние и высокие круговые и эллиптические орбиты, а также на отлетные траектории к планетам солнечной системы.

В состав семейства входят следующие РН:
– легкого класса «Ангара-1.1», «Ангара-1.2»;
– среднего класса «Ангара-А3»;
– тяжелого класса «Ангара-А5».

Главной особенностью РН семейства «Ангара» является применение в их составе универсальных ракетных модулей УРМ-1 и УРМ-2.

Модульное строение РН определяет особую структуру бортовых систем: в составе систем выделяется общая для всех РН часть БКС, блоков бортовой аппаратуры и датчиков, которая не изменяется для всех возможных вариантов дальнейшего использования ракетных блоков на основе УРМ-1 и УРМ-2.

Недостающая часть оборудования устанавливается в сухих отсеках РН на этапе дооснащения УРМ. Дооснащение осуществляется после принятия решения по дальнейшей экс-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

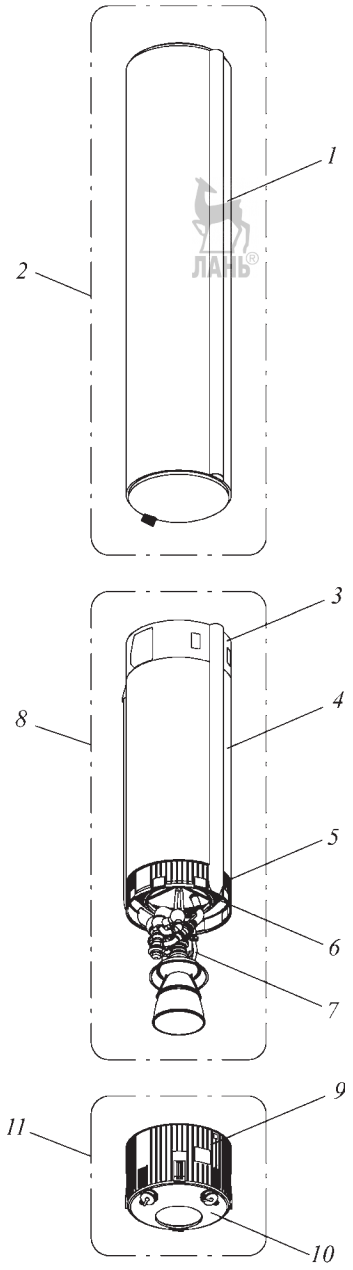


Рис. 6.2.6. Универсальный ракетный модуль УРМ-1:

1 — бак «О»; *2* — блок «О»; *3* — отсек межбаковый ; *4* — бак «Г»; *5* — отсек хвостовй; *6* — проставка двигательная; *7* — маршевый двигатель; *8* — блок отсеков и маршевого двигателя; *9* — отсек хвостовой нижний; *10* — экран; *11* — блок хвостовой

плуатации каждого УРМ в составе определенной РН, в с оответствии с определенной для каждой РН комплектацией.

В составе РН «Ангара-1.1» применяется один УРМ-1 в составе I ступени.

В составе РН «Ангара-1.2» применяется один УРМ-1 в составе I ступени и один УРМ-2 в составе II ступени.

В составе РН «Ангара-А3» применяется три УРМ-1: два в составе I ступени и один в составе II ступени, а также один УРМ-2 в составе III ступени.

В составе РН «Ангара-А5» применяется пять УРМ-1: четыре в составе I ступени и один в составе II ступени, а также один УРМ-2 в составе III ступени.

Универсальный ракетный модуль УРМ-1 (рис. 6.2.6) состоит из блоков: «О»; отсеков и маршевого двигателя; хвостового.

Блок «О» состоит из бака окислителя (жидкого кислорода), дополненного внутрибаковыми элементами пневмогидравлической системы подачи.

Блок отсеков и МД состоит из:

отсека межбакового;

бака горючего (керосина РГ-1);

проставки двигательной;

маршевого двигателя РД-191 с рулевыми приводами;

отсека хвостового верхнего.

Блок хвостовой состоит:

из отсека хвостового нижнего;

донного экрана.

Все составляющие УРМ-1 сухие отсеки оснащены агрегатами, БКС и датчиками до стадии, не зависящей от его последующего использования в составе той или иной РН. Топливные баки УРМ-1 полностью завершены производством и не требуют каких-либо дальнейших работ по их дооснащению.

Баки «О» и «Г» выполнены в виде усиленных торцевыми шпангоутами цилиндрических обечаек вафельного типа, со сферическими днищами. Баки оснащены демпфирующими перегородками, датчиками систем контроля заправки и управления расходованием топлива. К нижним днищам баков подходят расходные трубопроводы с сифонным забором жидкости. В баке «О» на нижнем днище установлены гелиевые шаробаллоны. На верхних днищах баков установлены дренажно-предохранительные клапаны и организованы люки-лазы. Верхнее и нижнее днища бака «О» покрыты теплоизоляцией.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Отсек межбаковый выполнен в виде цилиндрической оболочки, подкрепленной изнутри продольным и поперечным силовым набором. Межбаковый отсек служит для размещения приборов СУ, бортового измерительного комплекса, элементов питания, а также коллекторов и магистралей средств термостатирования и пожаробезопасности. Для монтажа и обслуживания приборов на РН среднего и тяжелого классов в обечайке межбакового отсека организованы люки.

Верхний и нижний хвостовые отсеки выполнены в виде цилиндрических оболочек, подкрепленных внешним продольным и внутренним поперечным силовым набором. Хвостовые отсеки служат для размещения маршевого двигателя РД-191, а также оборудования СУ, бортового измерительного комплекса, коллекторов и магистралей средств термостатирования, пожаробезопасности и пожаропредупреждения.

На внешней поверхности нижнего хвостового отсека расположены фитинги стартовых опор и элементов нижнего силового пояса, связывающего пакет ракетных блоков I ступени.

Маршевый двигатель РД-191 установлен на днище бака «Г» на конической двигательной проставке в карданном подвесе с углом качания ±8°.

Нижний хвостовой отсек стыкуется к верхнему хвостовому отсеку после монтажа маршевого двигателя.

Донный экран закреплен на нижнем торцевом шпангоуте нижнего хвостового отсека, и выполнен в виде усеченной конической оболочки, подкрепленной силовым набором. Донный экран служит для обеспечения тепловой защиты полости хвостового отсека от тепловых нагрузок, возникающих при работе маршевого двигателя, а также для размещения плат связи с наземным оборудованием. Через платы осуществляется заправка (слив) I и II ступеней компонентами ракетного топлива и сжатыми газами, а также производится термостатирование сухих отсеков I и II ступеней. Для обслуживания на РН среднего и тяжелого классов приборов и маршевого двигателя в обечайках хвостовых отсеков и донном экране организованы люки.

Внутренние поверхности сухих отсеков и донного экрана покрыты теплоизоляцией.

Для защиты пневмогидравлических коммуникаций и кабельных трасс, проложенных

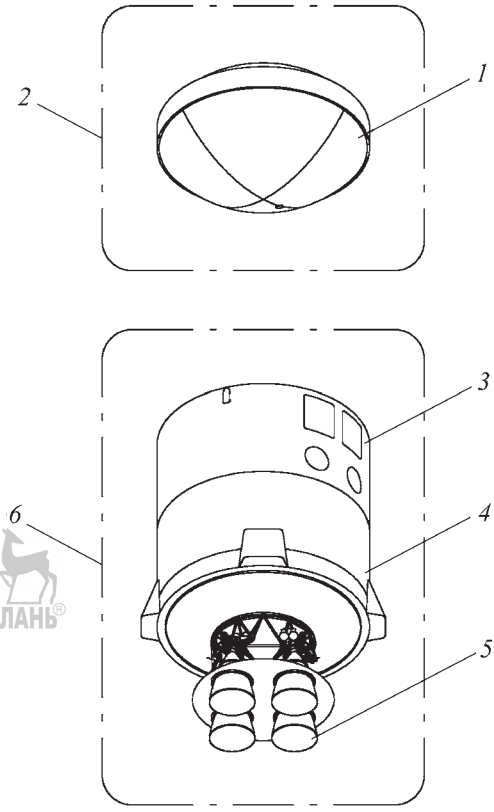


Рис. 6.2.7. Универсальный ракетный модуль УРМ-2:
1 — бак «Г»; *2* — блок «Г»; *3* — отсек межбаковый; *4* — бак «О»; *5* — маршевый двигатель; *6* — блок отсеков и маршевого двигателя

по борту УРМ-1 между хвостовым, межбаковым и передним отсеками, по третьей плоскости стабилизации установлен гаргрот.

Универсальный ракетный модуль УРМ-2 (рис. 6.2.7) состоит из: блока «Г»; блока отсеков и маршевого двигателя.

Блок «Г» состоит из бака «Г» (керосина РГ-1), дополненного внутрибаковыми элементами пневмогидравлической системы подачи.

Блок отсеков и маршевого двигателя состоит из:

отсека межбакового;

бака окислителя (жидкого кислорода);

маршевого двигателя РД0124А с рулевыми приводами.

Все составляющие УРМ-2 (сухие отсеки) оснащены агрегатами, кабельными трассами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

и датчиками до стадии, не зависящей от его последующего использования в составе той или иной РН. Топливные баки УРМ-2 полностью завершены производством и не требуют каких-либо дальнейших работ по их дооснащению.

Баки «О» и «Г» выполнены в виде усиленных торцевыми шпангоутами цилиндрических обечаек вафельного типа, со сферическими днищами. Нижнее днище бака «О» — составное, включает в себя соединенные шпангоутом коническую и сферическую части. Баки оснащены демпфирующими перегородками, датчиками систем контроля заправки и управления расходованием топлива. К нижним днищам баков подходят расходные трубопроводы с сифонным забором жидкости. В баке «О» на нижнем днище установлены гелиевые шаробаллоны. На верхних днищах баков установлены дренажно-предохранительные клапаны и организованы люки-лазы. Верхнее и нижнее днища бака «О» покрыты теплоизоляцией.

Отсек межбаковый выполнен в виде цилиндрической оболочки, подкрепленной изнутри продольным и поперечным силовым набором. В межбаковом отсеке размещаются оборудование СУ, включая командные приборы, бортового измерительного комплекса, коллекторы и магистрали средств термостатирования и пожаробезопасности, РДТТ торможения, платы связи с наземным оборудованием.

Через платы осуществляется заправка (слив) III ступени компонентами ракетного топлива и сжатыми газами, термостатирование сухих отсеков III ступени, а также связь бортовых систем РН, РБ, КА с наземным проверочным оборудованием.

Внутренняя поверхность межбакового отсека покрыта теплоизоляцией.

Маршевый двигатель РД0124А установлен на шпангоуте, соединяющем коническую и сферическую части нижнего днища бака «О».

Для защиты пневмогидравлических коммуникаций и кабельных трасс, проложенных по борту УРМ-2 между промежуточным, межбаковым и передним отсеками, по третьей плоскости стабилизации установлены гаргроты.

Конструкция РН «Ангара-1.1» (рис. 6.2.8) двухступенчатая, выполнена по тандемной схеме.

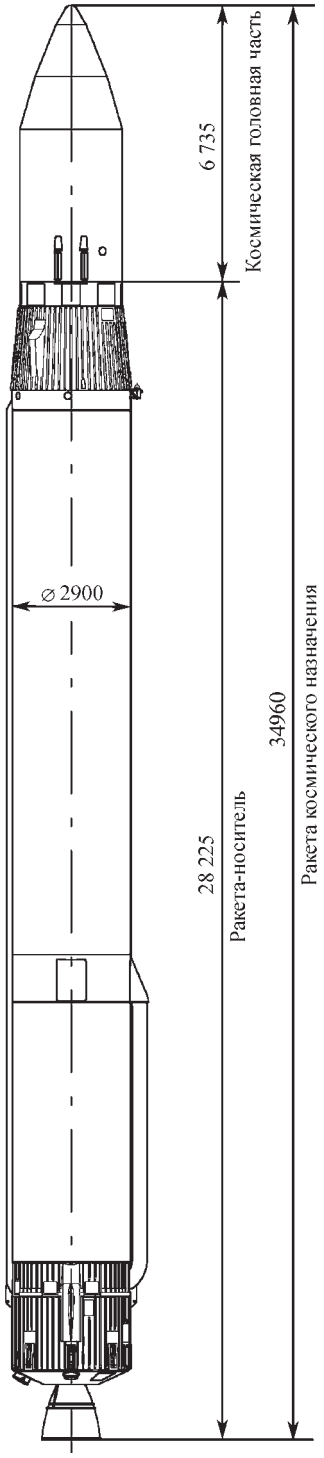


Рис. 6.2.8. Общий вид РКН «Ангара-1.1»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Первая ступень создана на базе УРМ-1.

В составе I ступени УРМ-1 дополнительно оснащается:

промежуточным отсеком;

стартовыми опорами на хвостовом отсеке;

соплами крена и аэродинамическими рулями на хвостовом отсеке, обеспечивающими управление ракетой по крену;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

На внешней поверхности промежуточного отсека устанавливаются твердотопливные двигатели торможения, обеспечивающие разделение I и II ступеней.

I ступень разработана на базе РБ «Бриз-М».

В состав II ступени входят:

негерметичный приборный отсек;

топливный отсек.

Приборный отсек предназначен для размещения приборов СУ, системы телеметрических измерений, навигационной аппаратуры потребителя и батарей питания. На верхний шпангоут приборного отсека устанавливается головной обтекатель и переходная система КА. На нижнем шпангоуте приборного отсека размещены средства разделения с I ступенью.

На внешней поверхности приборного отсека расположена плата связи с наземным оборудованием, через которую организована связь бортовых систем РН и КА с наземным проверочным оборудованием.

Топливный отсек представляет собой блок баков окислителя и горючего, служащих для питания маршевого двигателя 14Д30. Топливный отсек имеет коническую форму, его баки объединены совмещенным днищем. Бак окислителя расположен над баком горючего. В нижней части блока баков утоплена ниша с маршевым двигателем 14Д30. Баки оснащены демпфирующими перегородками, датчиками системы контроля заправки, дренажно-предохранительными клапанами. Внутри бака «О» установлены *баки высокого давления* (*БВД*) «О». На внешней поверхности нижнего днища бака «Г» установлены БВД «Г» и шаробаллоны наддува вытеснительной системы подачи топлива двигателей ДУ *системы обеспечения запуска* (СОЗ), а также сами блоки двигателей ДУ СОЗ.

ДУ СОЗ обеспечивает запуск МД, стабилизацию ступени и управление по крену на активных участках полета, а также коррекцию импульса тяги маршевого двигателя.

Маршевый двигатель 14Д30 размещен в нише топливного отсека и крепится к шпангоуту ниши с помощью рамы. Карданный подвес двигателя позволяет одновременно отклонять камеру сгорания в двух плоскостях.

Маршевый двигатель предназначен для создания необходимых импульсов тяги при полете РН для обеспечения заданных параметров выведения.

Термостатирование II ступени совместно с КГЧ осуществляется воздухом низкого давления через люк, прорезанный в головной обтекатель.

Заправка II ступени проводится на заправочно-нейтрализационной станции, перед установкой головной обтекатель и КА и стыковкой ее с I ступенью.

Конструкция РН «Ангара-1.2» (рис. 6.2.9) двухступенчатая, выполнена по тандемной схеме.

Первая ступень создана на базе УРМ-1.

В составе I ступени УРМ-1 дополнительно оснащается:

промежуточным отсеком;

стартовыми опорами на хвостовом отсеке;

соплами крена и аэродинамическими рулями на хвостовом отсеке, обеспечивающими управление ракетой по крену;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

На внешней поверхности промежуточного отсека устанавливаются твердотопливные двигатели торможения, обеспечивающие разделение I и II ступеней.

II ступень создана на базе УРМ-2.

В составе II ступени УРМ-2 дополнительно оснащается:

передним отсеком;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

Передний отсек обеспечивает стык РН с КГЧ по диаметру 3,6 м. На внешней поверхности переднего отсека расположена плата БРС-ВСОТР-КГЧ, через которую производится термостатирование объема под головной обтекатель.

В составе космической головной части РКН «Ангара-1.2» при необходимости возможно использование разгонных блоков «Бриз-М» (без дополнительного топливного бака) или «Фрегат».

Общий вид РКН «Ангара-1.2» приведен на рис. 6.2.9.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

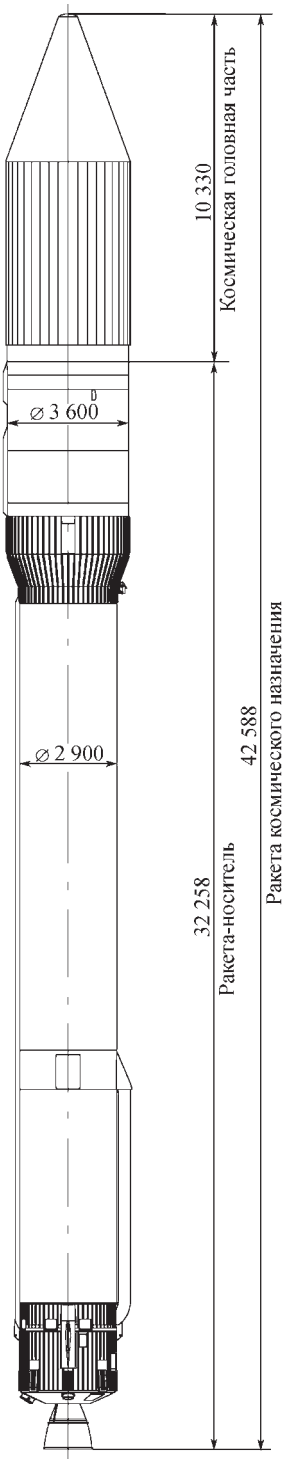


Рис 6.2.9. Общий вид РКН «Ангара-1.2»

Конструкция РН «Ангара-А3» и РН «Ангара-А5» (рис. 6.2.10 и 6.2.11).

РН «Ангара-А3» и «Ангара-А5» — трехступенчатые, выполнены по параллельно-тандемной схеме.

Основное конструктивное отличие РН «Ангара-А3» от РН «Ангара-А5» состоит в количестве боковых ракетных блоков I ступени.

I ступень РН «Ангара-А3» состоит из двух боковых ракетных блоков. I ступень РН «Ангара-А5» состоит из четырех боковых ракетных

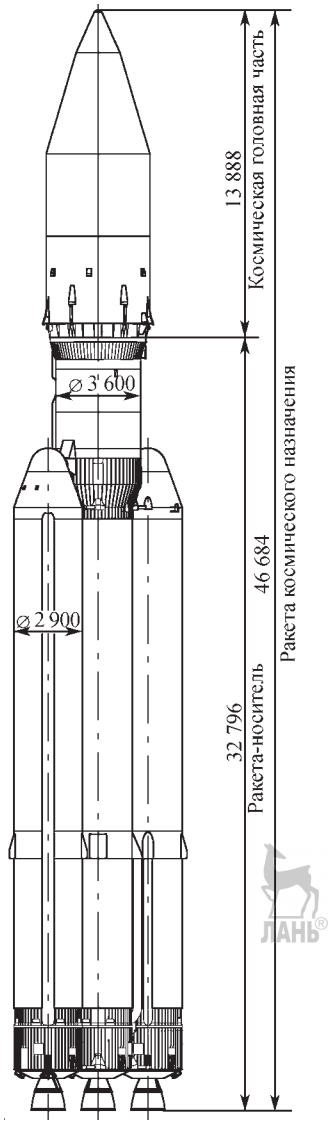


Рис. 6.2.10. Общий вид РКН «Ангара-А3»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

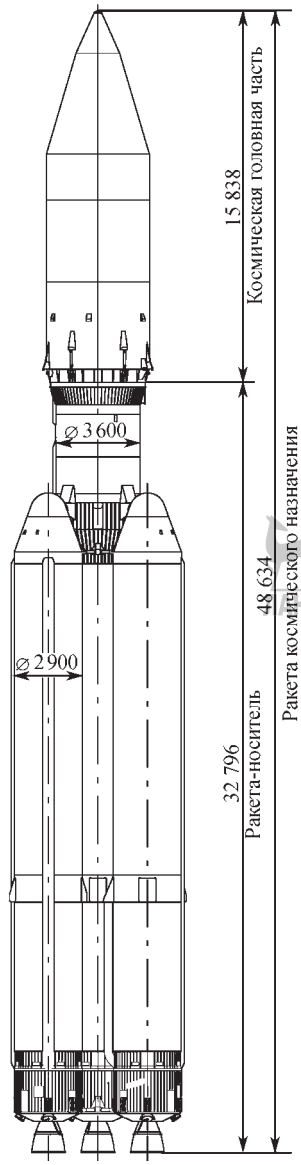


Рис. 6.2.11. Общий вид РКН «Ангара-А5»

блоков. Боковые блоки I ступени РН «Ангара-А3» и «Ангара-А5» созданы на базе УРМ-1.

Боковые блоки связаны с II ступенью тремя силовыми поясами. Силовые стержни среднего и нижнего силовых поясов являются одновременно и средствами разделения I и II ступеней.

В составе ракетного блока I ступени УРМ-1 дополнительно оснащается:

передними коническим отсеком со сферическим затуплением;

стартовыми опорами на хвостовом отсеке;

узлами нижнего силового пояса на хвостовом отсеке;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

II ступень состоит из одного центрального ракетного блока, также созданного на базе УРМ-1.

В составе II ступени УРМ-1 дополнительно оснащается:

промежуточным отсеком;

стартовыми опорами на хвостовом отсеке;

узлами нижнего силового пояса на хвостовом отсеке;

соплами крена на хвостовом отсеке, обеспечивающими управление ракетой по крену на этапе полета после отделения блоков I ступени;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

На внешней поверхности промежуточного отсека устанавливаются твердотопливные двигатели торможения, обеспечивающие разделение II и III ступеней.

III ступень создана на базе УРМ-2.

В составе III ступени УРМ-2 дополнительно оснащается:

передним отсеком;

дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

Передний отсек обеспечивает стык РН с КГЧ по диаметру 4,1 м. На внешней поверхности переднего отсека расположена плата связи с наземным оборудованием, через которую производится термостатирование объема под ГО.

В составе космической головной части РКН «Ангара-А3» при необходимости возможно использование разгонных блоков «Бриз-М» или «Фрегат-СБ».

В составе космической головной части РКН «Ангара-А5» при необходимости возможно использование разгонных блоков «Бриз-М» или КВРБ.

Основные характеристики РКН семейства «Ангара» представлены в табл. 6.2.5.

Ракета космического назначения «Рокот»

РКН «Рокот» представляет собой жидкостную трехступенчатую ракету, тандемной схемы (рис. 6.2.12).

РКН включает в себя: блок ускорителей (БУ) (I и II ступени) в транспортно-пусковом контейнере и космическую головную часть, в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

6.2.5. Основные характеристики РКН семейства «Ангара»

Параметры	Значение для РКН			
	«Ангара-1.1»	«Ангара-1.2»	«Ангара-А3»	«Ангара-А5»
Стартовая масса РКН, т	149	171	480	773
Масса полезной нагрузки, т:				
на опорной орбите ($H_{кр}$ = = 200 км, i = 63°)	2,0	3,7	14,6	24,5
на стандартной ГПО	–	–	2,4 (с РБ «Бриз-М»); 2,9 (с РБ «Фрегат-СБ)	5,6 (с РБ «Бриз-М»)
на ГСО	–	–	1,0 (с РБ «Бриз-М»)	2,8 (с РБ «Бриз-М»); 4.5 (с РБ КВТК)
Геометрические характеристики:				
длина с головным обтекателем, м	34,959	42,588	46,684 (с РБ «Бриз-М»)	48,634 (с РБ «Бриз-М»)
максимальный поперечный размер, м	2,6	3,6 (ГО)	8,896	8,896
Компоненты топлива:				
I ступени	Керосин + O_2	Керосин + O_2	Керосин + O_2	Керосин + O_2
II ступени	АТ + НДМГ	Керосин + O_2	Керосин + O_2	Керосин + O_2
III ступени	–	–	Керосин + O_2	Керосин + O_2
Тяга маршевых двигателей, тс:				
I ступени, земная/пустотная	196/212,6	196/212,6	392/425,2	784/850,4
II ступени, земная/пустотная	–/2,0	–/30	196/212,6	196/212,6
III ступени, пустотная	–	–	30	30
Точность выведения на опорную орбиту	$\Delta H_п$ = ±2 км; $\Delta H_а$ = ±4 км; Δi = ±1,8 угл. мин; ΔT = ±3 с			

состав которой входит разгонный блок «Бриз-КМ» — III ступень.

В качестве БУ РКН «Рокот» используется штатный блок ускорителей межконтинентальной баллистической ракеты РС-18 (SS-19), состоящий из ускорителей I и II ступеней.

БУ установлен в ТПК и зафиксирован по трем поясам, расположенным на ускорителе I ступени. При наземной эксплуатации БУ из ТПК не извлекается.

На корпусе ускорителя I ступени крепятся посредством пирозамков 4 бугеля рессорного типа. При старте РКН бугеля перемещаются по направляющим контейнера и сбрасываются после выхода ракеты из него.

Ускоритель I ступени включает в себя корпус, ДУ и элементы СУ. Корпус состоит из трех отсеков: хвостового (двигательного), топливного (блок баков) и переднего.

Хвостовой отсек предназначен для размещения ДУ, рулевых приводов и тормозных двигателей.

Топливный отсек состоит из бака горючего и бака окислителя, образующих единый герметичный неразъемный блок.

Передний отсек служит для соединения ускорителей I и II ступеней. На боковой поверхности корпуса имеются четыре выреза под камеры рулевого двигателя ускорителя II ступени.

ДУ I ступени состоит из четырех маршевых однокамерных ЖРД.

Ускоритель II ступени включает в себя корпус, ДУ и некоторые приборы СУ.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

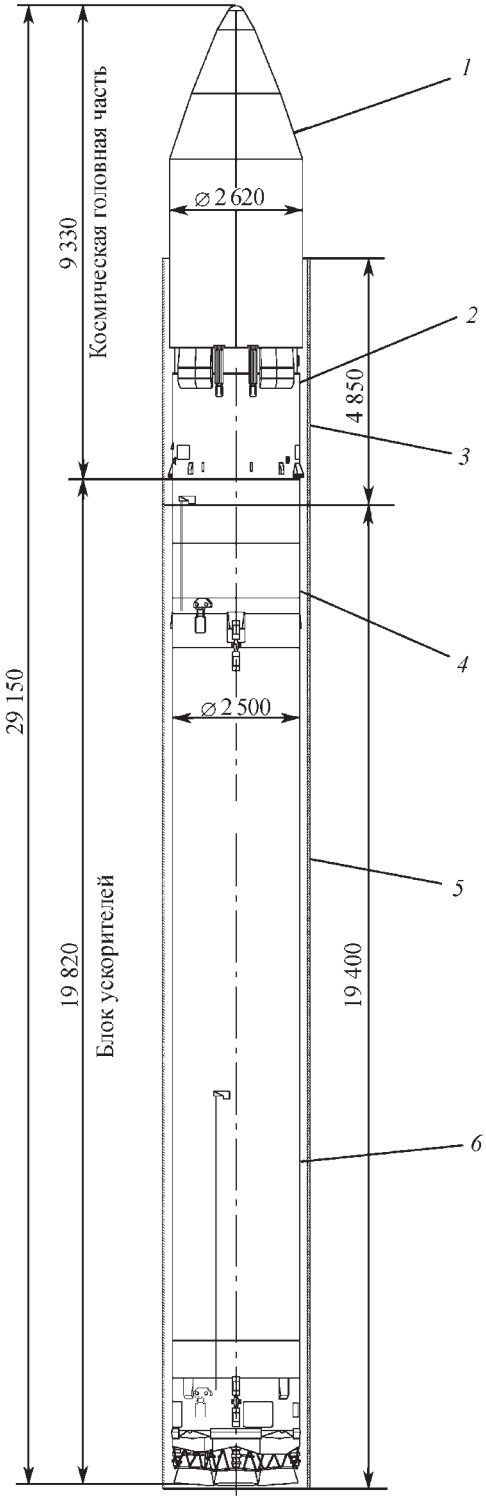


Рис. 6.2.12. Общий вид РКН «Рокот»:

1 — головной обтекатель; *2* — отсек промежуточный; *3* — надставка транспортно-пускового контейнера; *4* — ускоритель II ступени; *5* — транспортно-пусковой контейнер; *6* — ускоритель I ступени

Корпус состоит из трех отсеков: хвостового, топливного и переднего.

В хвостовом отсеке размещены: ДУ с рулевыми приводами и тормозные двигатели, обеспечивающие отделение ускорителя II ступени с отсеком промежуточным от РБ.

Топливный отсек состоит из бака горючего и бака окислителя, образующих единый герметичный неразъемный блок.

Передний отсек является силовым элементом, соединяющим ускоритель II ступени с КГЧ. Внутри отсека расположены блоки СУ и системы опорожнения баков.

ДУ состоит из двух автономных ЖРД: маршевого однокамерного и рулевого четырехкамерного двигателей.

ДУ обеих ступеней используют в качестве компонентов топлива *несимметричный диметилгидразин* (*НДМГ*) и *азотный тетраоксид* (*АТ*).

Управление полетом и стабилизация ракеты на участке полета I ступени осуществляются отклонением МД, а на участке полета II ступени — отклонением камер рулевого двигателя.

Отделение отработавших ступеней ракеты в полете производится «холодным» способом — с помощью тормозных РДТТ.

Основные характеристики РКН «Рокот»

Тип старта . . . . . Наземный
Стартовая масса РКН, т 107,5
Габаритные размеры, м:
  длина с головным обтекателем 29,15
  диаметр 2,5
  максимальный поперечный размер 2,62
Компоненты топлива . . . . . АТ + НДМГ
Количество ступеней . . . . . 3 + РБ
Диапазон высот обслуживаемых орбит, км . . . . . 200...2000
Диапазон наклонений орбит . . . . . 63...108
Максимальная масса ПН, выводимая на низкую круговую орбиту (H = 200 км, i = 63°), кг 1950
Погрешность выведения ПН на орбиту:
  по высоте, % . . . . . ±1...±2
  по наклонению, ° . . . . . ±0,03...±0,05
Время выведения ПН, ч . . . . . до 7

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Транспортно-пусковой контейнер является составной частью РКН «Рокот», обеспечивающей транспортирование БУ, а также установку и сборку РКН на стартовом комплексе, выполнение ее предстартовой подготовки и проведение пуска РКН.

ТПК представляет собой сборную металлическую конструкцию цилиндрической формы, состоящую из контейнера и надставки. Сборка ТПК в единое целое производится на стартовом комплексе.

Внутри ТПК смонтированы устройства, необходимые для установки, амортизации и пуска РКН, а также механизмы отвода блоков ПГС и расстыковки блоков электроразъемов. На наружной и внутренней поверхностях ТПК размещены ряд систем и оборудования, в том числе:

пневмогидравлическая система для заправки и предстартового наддува баков БУ;

тросовая система срыва герметизирующих диафрагм перед пуском;

электрооборудование для электрической связи РКН с наземным оборудованием и др.

ТПК для РКН «Рокот» заимствуется с МБР РС-18 с доработками конструкции надставки, пневмогидравлической системы и электрооборудования.

6.2.3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «ЦИКЛОН», «ЗЕНИТ», «ЗЕНИТ 3 SL»

РН «Циклон»

КРК «Циклон» разработан и эксплуатируется в двух модификациях: с трехступенчатой РН («Циклон-3») и с двухступенчатой РН («Циклон-2»).

КРК с трехступенчатой РН разработан в соответствии с Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР № 570-188 от 20.07.70 г. Первый пуск РН произведен 24 июня 1977 г. КРК сдан в эксплуатацию в 1980 г. По состоянию на 31.12.2005 г. произведен 121 пуск, из которых 115 успешных.

КРК с РН «Циклон-3» базируется на космодроме Плесецк и отличается высокой степенью автоматизации технологических операций предстартовой подготовки и пуска РН.

Основные характеристики космического ракетного комплекса с РН «Циклон-3»

Стартовая масса РН без КА, т 186
Масса полезного груза, выводимого на круговую орбиту высотой 200 км и наклонением 73,5°, кг 3600
Масса конструкции РН (без головного обтекателя), т:
I ступень. 6,27
II ступень 3,46
III ступень 1,36
Масса головного обтекателя, т 0,85
Тяга двигателей I ступени (в т.ч. тяга рулевых двигателей), кН (тс):
на Земле 2652,29 (285,47)
в пустоте 2974,10 (328,17)
Тяга двигателей II ступени в пустоте, кН (в т.ч. тяга рулевых двигателей). 991,03 (54,04)
Тяга двигателей III ступени, кН. 78,09
Максимальная продольная квазистатическая перегрузка на участке выведения . . 9 (для $m_{КА}$ = 2350 кг)
Точность выведения на круговую орбиту $H_{кр}$ = 1500 км:
по высоте, км. . . . . ±20
по наклонению, угл. мин. . . . . ±5,0
по периоду обращения, с . . . . . ±10
Полетная надежность по результатам 121 пуска 0,975
Метеоусловия при подготовке РН на пусковой установке и пуске:
скорость ветра, м/с . . . . . до 20
температура воздуха, °С . . . . . от –40 до +50
видимость (дождь, снег, град, туман в любое время года и суток), м . . . . . не менее 40
Время подготовки РН к пуску на стартовом комплексе, ч. . . . . до 24
Производительность стартового комплекса, пусков в год 21

РН «Циклон-3» выполнена по моноблочной трехступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней. Общий вид РН представлен на рис. 6.2.13, зона размещения полезного груза — на рис. 6.2.14.

На всех ступенях РН установлены ЖРД, работающие на высококипящих самовоспламеняющихся компонентах топлива: тетраоксиде диазота (окислитель) и несимметричном диметилгидразине (горючее).

Двигатели I и II ступеней однократного запуска, МД III ступени допускает двукратный запуск в условиях невесомости.

Все двигатели выполнены по схеме без дожигания генераторного газа.

Создание управляющих усилий по каналам тангажа, рыскания и крена на участках активного полета I и II ступеней обеспечивается откло-

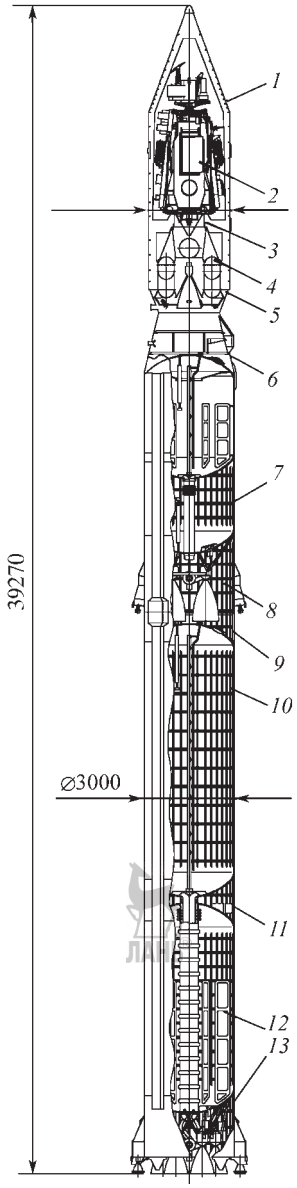


Рис 6.2.13. Конструктивно-компоновочная схема РН «Циклон-3»:
1 — обтекатель; *2* — КА; *3* — адаптер (проставка 0500/11К68); *4* — третья ступень; *5* — переходник; *6* — приборный отсек второй ступени; *7* — топливный отсек второй ступени; *8* — хвостовой отсек второй ступени; *9* — переходник первой ступени; *10* — бак окислителя первой ступени; *11* — приборный отсек первой ступени; *12* — бак горючего первой ступени; *13* — хвостовой отсек первой ступени

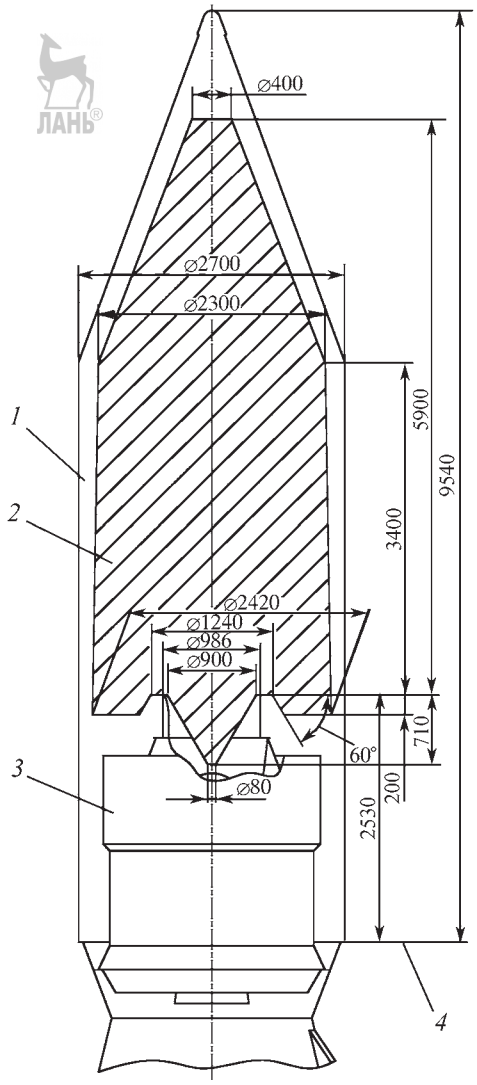


Рис. 6.2.14. Ракета-носитель «Циклон-3». Зона размещения полезного груза:
1 — головной обтекатель; *2* — зона размещения полезного груза; *3* — третья ступень; *4* — плоскость стыка обтекателя и РН

нением камер сгорания рулевых двигателей этих ступеней в тангенциальных направлениях. Создание управляющих усилий по всем каналам на участках работы МД III ступени реализуется перепуском генераторного газа через неподвижные сопла. На пассивных участках полета III ступени управляющие усилия создаются двигателями малой тяги жидкостной реактивной системы.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Разделение I и II ступеней осуществляется за счет торможения отделяющейся части I ступени с помощью РДТТ и ускорения II ступени тягой рулевого двигателя этой ступени, запускаемого до разделения ступеней.

Разделение II и III ступеней осуществляется торможением отделяющейся части II ступени с помощью РДТТ II ступени.

Наддув баков I и II ступеней осуществляется горячими продуктами сгорания компонентов топлива в газогенераторных устройствах. Для наддува баков III ступени используется гелий, находящийся на борту ракеты в шаробаллонах высокого давления.

КА устанавливаются на верхний шпангоут приборного отсека III ступени с помощью проставки или без нее и закрываются аэродинамическим обтекателем, сбрасываемым после прохождения плотных слоев атмосферы.

Отделение КА при его установке на проставку осуществляется с помощью пружинных толкателей. При установке КА непосредственно на приборный отсек III ступени отделение его осуществляется средствами КА.

РН управляется автономной инерциальной СУ, не требующей выдачи управляющих команд с наземного пункта.

СУ предназначена для проведения предстартовых проверок, подготовки и пуска РН, управления полетом и выведения КА на заданную орбиту с высокой точностью.

СУ РН состоит из двух автономных систем:

управления I и II ступеней;

управления III ступени.

СУ I и II ступеней обеспечивает предстартовую подготовку, старт и управление движением РН на начальном участке выведения до момента отделения III ступени.

СУ III ступени обеспечивает управление движением ступени от момента отделения ее от II ступени до момента отделения КА.

Каждая система имеет собственные командные и счетно-решающие приборы, преобразующие устройства, исполнительные органы, а также источники питания.

Аппаратура СУ III ступени имеет минимальное число функциональных связей с аппаратурой первых двух ступеней. Связь между командными гироскопическими приборами осуществляется с помощью системы согласования осей. Необходимая временная увязка работы систем обеспечивается путем обмена командами и сигналами.

Система измерений предназначена для получения информации с борта РН о функционировании ее систем и агрегатов в процессе предстартовой подготовки, пуска и полета, а также для определения кинематических параметров движения центра масс РН. При этом контролируются параметры СУ, конструкции, параметры ДУ и систем их питания. Определение кинематических параметров движения центра масс РН производится путем обработки информации СУ, полученной по телеметрическим каналам связи, а также путем обработки информации системы внешнетраекторных измерений.

Регистрация измерительной информации на активном участке при работе ДУ I и II ступеней и при первом включении двигателя III ступени производится наземными регистрирующими системами измерительных пунктов.

В момент второго запуска ДУ III ступени и отделения КА РН находится вне зоны видимости наземных измерительных средств, расположенных на территории СНГ, поэтому телеметрическая информация, характеризующая работу систем РН и процесса отделения КА, записывается запоминающим устройством системы измерений с последующим ее воспроизведением в зоне видимости измерительных пунктов.

Стартовый комплекс РН «Циклон-3» представляет собой совокупность объектов, включающих строительные здания, сооружения, системы, агрегаты технологического оборудования и технические системы, обеспечивающие подготовку и проведение пусков. В состав объектов стартового комплекса входят техническая позиция ракеты и стартовая позиция.

Кроме того, для обеспечения пусков используется заправочно-нейтрализационная станция для заправки III ступени ракеты и техническая позиция КА, являющиеся общими объектами для космодрома. Процесс подготовки носителя к пуску осуществляется в автоматическом режиме с помощью автоматизированного управления подготовкой и пуском носителя.

С космодрома Плесецк РН «Циклон-3» (рис. 6.2.15) обеспечивает выведение КА на орбиты с наклонением 73,5° и 82,5°.

Энергетические возможности РН при выведении КА на орбиты с наклонением 73,5°

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.2.15. Старт РН «Циклон-3»

приведены на рис. 6.2.16, с наклонением 82,5° — рис. 6.2.17.

РН «Циклон-2» выполнена по моноблочной двухступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней (рис. 6.2.18).

КА устанавливается на приборный отсек II ступени с помощью специальной проставки остающейся на РН при отделении КА. Отделение КА обеспечивается путем подрыва пироболтов и торможения отделяющейся части II ступени с помощью РДТТ.

КА, выводившиеся РН «Циклон-2», оснащались собственными головными обтекателями и ДУ для выхода на целевую орбиту (рис. 6.2.19).

СУ, размещенная в приборном отсеке II ступени, автономная, инерциальная, не требует выдачи управляющих команд с наземного пункта.

На РН установлена система измерений, обеспечивающая получение информации с борта РН о функционировании ее систем и агрегатов в процессе предстартовой подготовки, пуска и полета, а также определение параметров движения центра масс РН.

Основные характеристики КРК с РН «Циклон-2»

Стартовая масса РН без КА, т 178,9
Масса полезного груза, выводимого на круговую орбиту высотой 200 км и наклонением 65°, кг. 2840

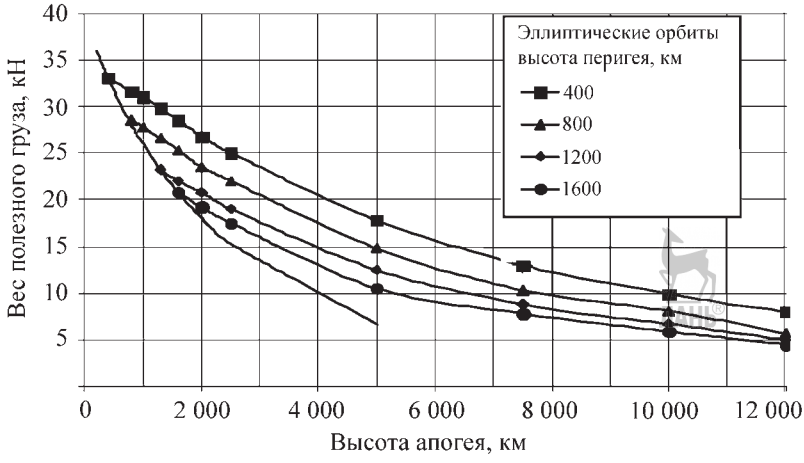


Рис. 6.2.16. Энергетические возможности РН «Циклон-3» при выведении КА на орбиты с наклонением 73,5°

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

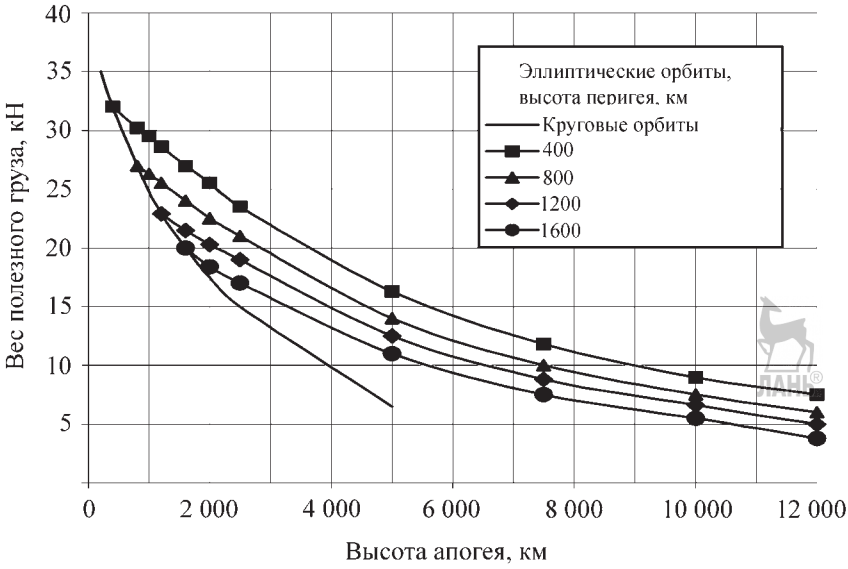


Рис. 6.2.17. Энергетические возможности РН «Циклон-3» при выведении КА на орбиты с наклонением 82,5°

Масса конструкции РН (без головного обтекателя), т:
- I ступень 6,29
- II ступень 3,30

Масса ГО, т 0,62

Полетная надежность по результатам 105 пусков . . . . . более 0,99

Точность выведения на круговую орбиту высотой 200 км:
- по высоте орбиты, км . . . . . ±10
- по наклонению, угл. мин . . . . . ±3
- по периоду обращения, с . . . . . ±5

Время подготовки к пуску на стартовом комплексе, ч . . . . . До 24

Остальные характеристики I и II ступеней РН, а также ряд характеристик КРК «Циклон-2» в основном соответствуют аналогичным характеристикам РН и КРК «Циклон-3».

С космодрома Байконур РН «Циклон-2» обеспечивает выведение КА на орбиты с наклонением 65°.

При выведении КА увеличенной массы (более 3500 кг) обеспечиваются, как правило, переходные незамкнутые орбиты. Приращение скорости, необходимой для выхода на требуемую орбиту, обеспечивается ДУ КА.

Рис. 6.2.18. Ракета-носитель «Циклон-2» на старте (космодром Байконур)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

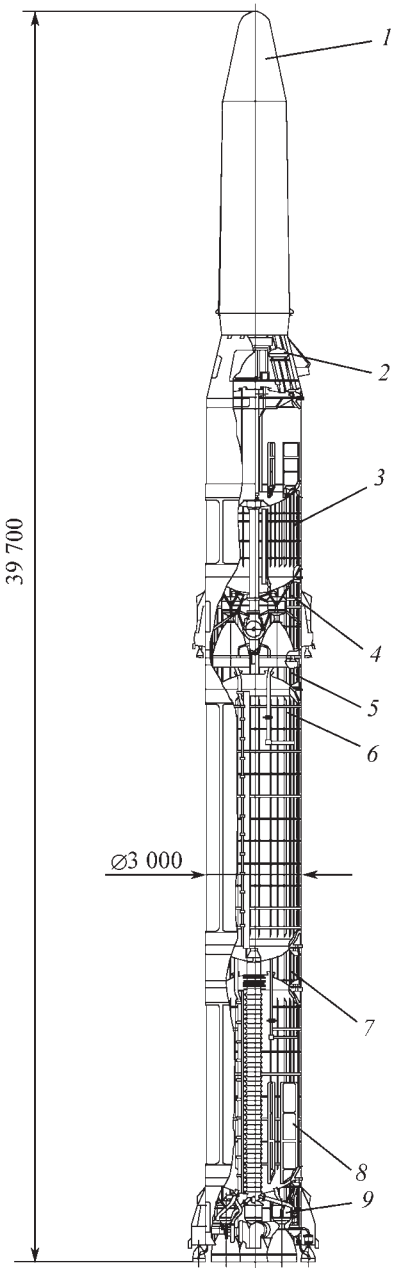


Рис. 6.2.19. Конструктивно-компоновочная схема РН «Циклон-2»:
1 — обтекатель; *2* — приборный отсек II ступени; *3* — топливный отсек II ступени; *4* — хвостовой отсек II ступени; *5* — переходной отсек; *6* — бак окислителя I ступени; *7* — приборный отсек I ступени; *8* — бак горючего I ступени; *9* — хвостовой отсек I ступени

Энергетические возможности РН при выведении КА на круговые и эллиптические орбиты приведены на рис. 6.2.20 и 6.2.21.

РН «Зенит-2»

КРК «Зенит» базируется на космодроме Байконур и отличается полной автоматизацией технологических процессов предстартовой подготовки и пуска РН, при этом работы на стартовом комплексе производятся без доступа обслуживающего персонала, что обеспечивает минимальное время подготовки РН к пуску и высокий темп пусков. Обслуживающий персонал размещен в защищенном пункте управления, оборудованном наземной аппаратурой СУ, средствами контроля за воздушной средой и пожароопасной обстановкой во всех сооружениях стартового комплекса, средствами телевизионного наблюдения за пусковой установкой и РН, включая ее старт и полет до удаления на расстояние не менее 1000 м от точки старта.

РН «Зенит-2» выполнена по моноблочной двухступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней. Конструктивно-компоновочная схема РН «Зенит-2» представлена на рис. 6.2.22, чертеж зоны полезного груза — на рис. 6.2.23.

Максимальный диаметр корпуса РН и длина транспортируемых ракетных блоков выбраны из условия обеспечения транспортировки ракетных блоков железнодорожным транспортом в составе грузовых поездов с завода-изготовителя на космодром без остановки встречного движения.

РН «Зенит-2» использует экологически чистые компоненты топлива: жидкий кислород (окислитель) и углеводородное горючее РГ-1.

В качестве двигателя I ступени применяется самый мощный в мире четырехкамерный ЖРД РД-171, работающий по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа в камерах сгорания. Создание управляющих усилий по всем каналам управления обеспечивается качанием камер сгорания в тангенциальных направлениях.

ДУ II ступени состоит из однокамерного маршевого РД-120 и четырехкамерного рулевого РД-8, работающих по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа в камерах сгорания. Создание управляющих усилий по всем каналам управления обеспечивается качанием камер сгорания рулевого двигателя в тангенциальных направлениях.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

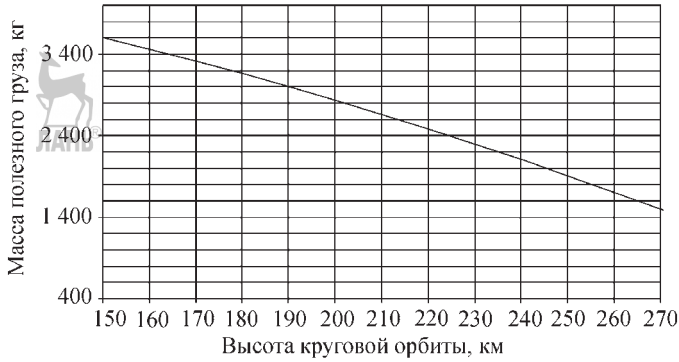


Рис. 6.2.20. Энергетические возможности РН «Циклон-2» при выведении на круговые орбиты $i = 65°$

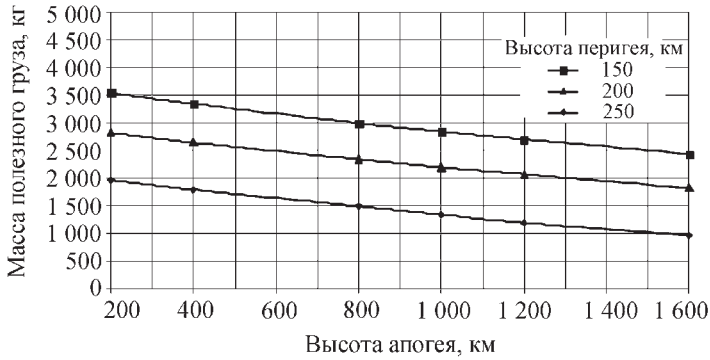


Рис. 6.2.21. Энергетические возможности РН «Циклон-2» при выведении на эллиптические орбиты $i = 65°$

Для максимальной выработки компонентов топлива, улучшения условий разделения ступеней и отделения КА, повышения точности выведения КА на орбиту на обеих ступенях РН предусматриваются режимы тяги конечной ступени, обеспечиваемые на I ступени работой двигателя на режиме около 50 % тяги в течение 12,5 с, а на II ступени — автономной работой рулевого двигателя в течение не менее 65 с.

Рулевой двигатель РД-8 имеет большой ресурс непрерывной работы в полете — до 1100 с. Вариация продолжительности совместной работы маршевого и рулевого двигателей и продолжительности автономной работы только рулевого двигателя в зависимости от высоты орбиты выведения обеспечивает существенное повышение энергетических возможностей РН на средние круговые орбиты (до высоты 1500...1700 км).

СУ — автономная, инерциальная, построена на базе высокоточного трехосного гиростабилизатора и бортовой цифровой вычислительной машины.

Пневмогидравлические системы подачи компонентов топлива в двигатели на обеих ступенях РН — газобаллонного типа. В качестве рабочего тела наддува применяется гелий, размещаемый в шаробаллонах высокого давления, установленных в баках окислителя.

РН оснащена системой измерений, обеспечивающей получение информации с борта РН о функционировании ее систем и агрегатов в процессе предстартовой подготовки, пуска и полета, а также определение кинематических параметров движения центра масс РН и процесса отделения КА.

Разделение ступеней — «теплое», обеспечивается за счет создания ускорения II ступени работой рулевого двигателя и торможения отделяющейся части I ступени с помощью РДТТ, установленных на ее хвостовом отсеке, и струями рулевого двигателя II ступени.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

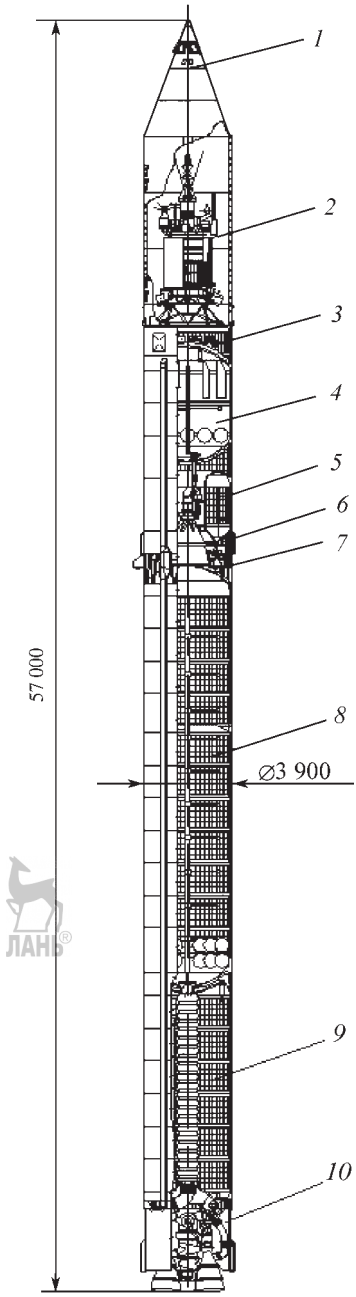


Рис. 6.2.22. Конструктивно-компоновочная схема РН «Зенит-2»:
1 — обтекатель; *2* — КА; *3* — приборный отсек РН; *4* — бак «О» II ступени; *5* — бак «Г» II ступени ; *6* — хвостовой отсек II ступени; *7* — межступенная рама; *8* — бак «О» I ступени; *9* — бак «Г» I ступени; *10* — хвостовой отсек I ступени

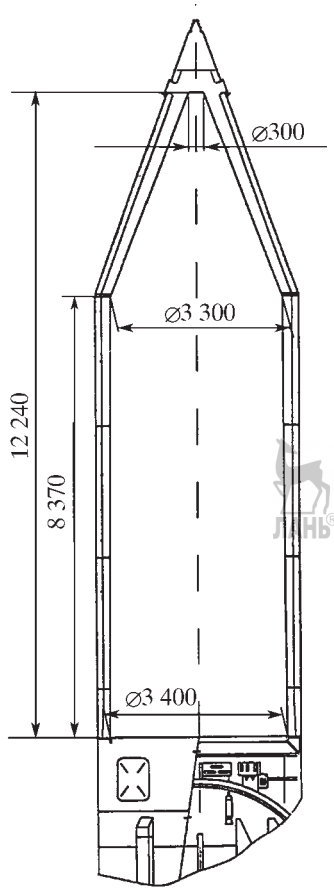


Рис. 6.2.23. Зона полезного груза РН «Зенит-2»

КА устанавливаются на верхний шпангоут приборного отсека II ступени с помощью собственного переходного отсека или без него и закрываются головным аэродинамическим обтекателем, сбрасываемым после прохождения плотных слоев атмосферы.

Отделение КА обеспечивается за счет торможения отделяющейся части II ступени с помощью РДТТ, установленных на хвостовом отсеке.

Для пусков РН с космодрома Байконур (рис. 6.2.24) используются базовые направления запусков КА, определяемые располагаемыми районами для падения отделяющейся части I ступени и створок головного обтекателя. В настоящее время используются базовые направления с азимутами пусков 64,2, 35,0 и 194,2°, обеспечивающие получение базовых наклонений орбит выведения соответственно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

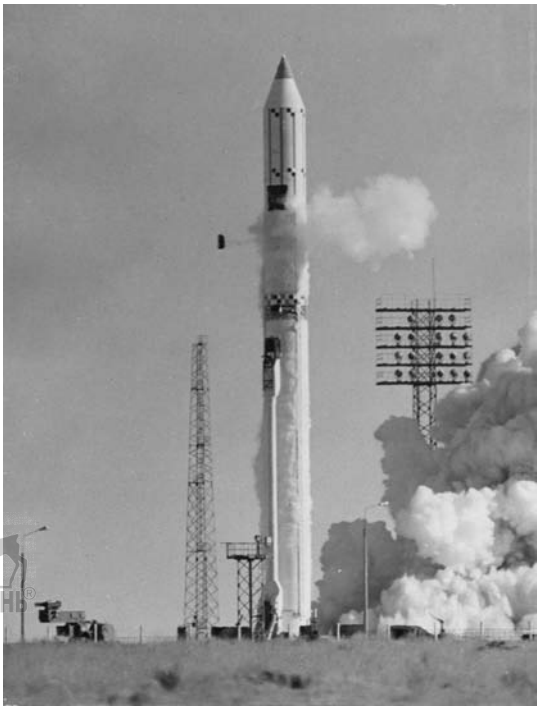


Рис. 6.2.24. Пуск РН «Зенит-2»

51,4, 63,9 и 98,8°. Если требуемое наклонение орбиты КА отличается от базового, на участке полета II ступени после сброса створок обтекателя выполняется боковой маневр по рысканию. Зависимость массы полезного груза, выводимого РН «Зенит-2» на околоземные круговые орбиты, от высоты орбиты представлена на рис. 6.2.25.

Основные характеристики РН «Зенит-2»

Стартовая масса РН (без КА), т. 445,3
Диапазон масс полезных грузов
(допускаемая), кг . . . . . 2000...15 700
Масса конструкции РН, кг 38 770
в том числе головной обтекатель 2470
Тяга двигателя I ступени (по оси РН), кН
на Земле. 7234
в пустоте 7883
Тяга двигателей II ступени в пустоте, кН 913
Точность выведения на круговую
орбиту $H_{кр}$ = 200 км:
по высоте, км . . . . . ±3,5
по наклонению, угл. мин . . . . . ±2,0
по периоду обращения, с . . . . . ±2,5
Максимальная продольная
квазистатическая перегрузка
на участке выведения . . . . . не более 4,5
Метеоусловия при подготовке РН

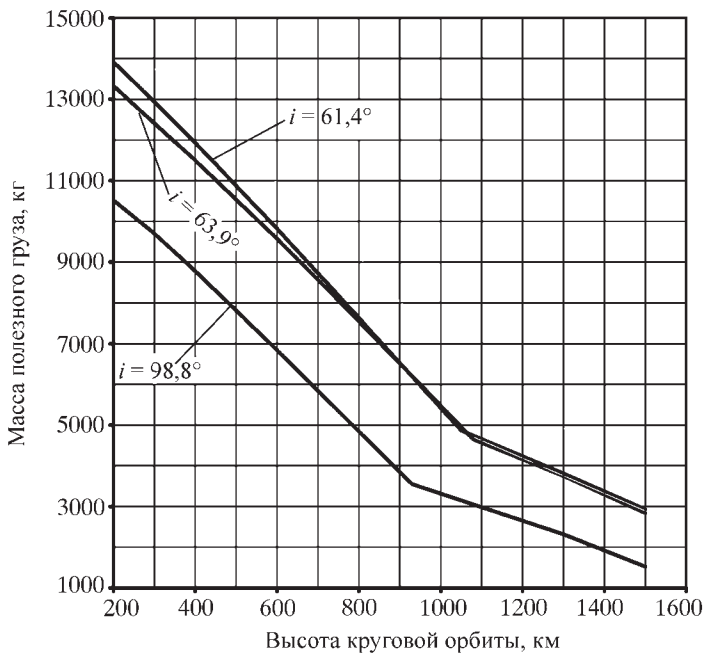


Рис. 6.2.25. Зависимость массы полезного груза от высоты круговой орбиты

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

на пусковой установке и пуске:
скорость ветра, м/с . . . . . до 20
температура воздуха, °С. . . . . от –40 до +50
относительная влажность воздуха
при температуре 20°С, % . . . . . до 98
изменение атмосферного
давления, мм рт.ст. . . . . от 720 до 780
видимость, м. . . . . до 75
туман, дождь, град, снег, пыль,
обледенение
Время осуществления пуска РКН
(с момента вывоза РКН из МИКа), ч 24

РКН «Зенит-3SL»

РКК «Sea Launch» разработан на основании соглашения от 25 ноября 1993 г. между фирмами «Боинг»(США), РКК «Энергия» (Российская Федерация), НПО «Южное» (Украина) и «Кварнер» (Норвегия) с целью обеспечения выведения в космос полезных нагрузок различного назначения на коммерческой основе.

РКК «Sea Launch» включает в свой состав:

РКН «Зенит-3SL» (рис. 6.2.26);
стартовую платформу (рис. 6.2.27);
сборочно-командное судно (рис. 6.2.28).

Базовый порт для СП и СКС расположен в порту Лонг Бич в южной Калифорнии.

Первый демонстрационный пуск РКН «Зенит-3SL» с морской стартовой платформы из района экватора в Тихом океане был произведен 28 марта 1999 г. К 1 марта 2006 г. было выполнено 19 коммерческих пусков РКН «Зенит-3SL» и выведено на заданные орбиты (переходные к геостационарной) 18 КА различного назначения, изготовленных известными американскими компаниями Hughes, Boeing Satellite Systems, Space Systems/Loral, Lockheed Martin Commercial Space Systems и западноевропейской компанией Astrium.

Осуществление пусков РН из экваториальной зоны Мирового океана с давних пор привлекало умы инженеров многих стран, так как это позволяло наиболее просто решить проблемы районов падения отработавших ступеней РКН, безопасности трасс ее пусков с одновременным существенным увеличением энергетических характеристик РКН при выведении спутников на орбиты с низкими наклонениями.

Еще в 1981 г. в Советском Союзе были завершены широкомасштабные исследования возможности создания морского старта на базе КРК «Зенит» с трехступенчатой РН. Исследования были выполнены КБ транспортного машиностроения (Москва) совместно с ГКБ «Южное»(Днепропетровск) и с привлечением широкой кооперации смежных предприятий и организаций. Проведенные исследования полностью подтвердили техническую осуществимость старта с морской платформы, определили технический облик комплекса, типы судов, состав и характеристики корабельного пускового оборудования. Однако тогда проект не получил дальнейшего развития из-за финансовых ограничений.

РКК «Sea Launch» был создан на базе эксплуатировавшихся на космодроме Байконур КРК «Зенит» с РКН «Зенит-2» и блока ДМ, летавшего в составе РКН «Протон», а также буровой платформы «Одиссей» фирмы «Кварнер».

Использование в качестве прототипа КРК «Зенит» не вызывало сомнений благода-

Рис. 6.2.26. Старт РКН «Зенит-3SL»

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.2.27. Подготовка РКН «Зенит-3SL» к пуску со стартовой платформы

ря его уникальным качествам, делающим его незаменимым в условиях старта с морской платформы. Это прежде всего моноблочная схема РКН, горизонтальная технология ее сборки и транспортировки, малая продолжительность, полная автоматизация и абсолютная безопасность проведения предпусковых операций, использование экологически чис-

Рис. 6.2.28. Стартовая платформа и сборочно-командное судно в точке старта

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тых компонентов топлива. Для обеспечения выведения полезных грузов на высокоэнергетические орбиты РН «Зенит-2» дооснащалась разгонным блоком разработки РКК «Энергия» (ДМ-SL).

При создании РКН «Зенит-3SL» по первым двум ступеням пришлось также решить ряд проблем, связанных со спецификой морского старта, основные из которых следующие:

реализация заправки блока ДМ переохлажденным жидким кислородом и сжатыми газами через II ступень РН;

упрочнение некоторых отсеков I и II ступеней ввиду увеличения нагрузок при пуске с качающейся морской стартовой платформы;

применение в составе СУ I и II ступеней БЦВМ нового поколения с повышенной надежностью и быстродействием;

автономное прицеливание методом гирокомпасирования;

разработка новых алгоритмов управления РКН на начальном участке полета, обеспечивающих как безударный старт РКН с качающейся стартовой платформы, так и минимальное воздействие струй МД I ступени на сооружения и оборудование стартовой плафформы;

в конструкцию был внесен ряд изменений, направленных на ее совершенствование, повышение надежности и энергетических характеристик по сравнению с базовой РН, разработанных по результатам ее летной отработки и штатных пусков.

Конструктивно-компоновочная схема РКН «Зенит-3SL» представлена на рисунке рис. 6.2.29.

Основные характеристики

Стартовая масса РКН (без КА), т 467
Диапазон масс полезных грузов, кг. . 1000...6100
Масса конструкции РКН, кг:
в том числе I и II ступеней 36 890
блока ДМ-SL 3495
отсека полезного груза 2323
Диаметр корпуса, мм:
I и II ступеней 3900
блока ДМ-SL 3700
обтекатель полезного груза 4150
Тяга двигателя I ступени (по оси РКН), кН:
на уровне моря 7234
в пустоте 7883
Тяга двигателей II ступени в пустоте, кН . . 991
Тяга маршевого двигателя блока ДМ-SL, кН 79

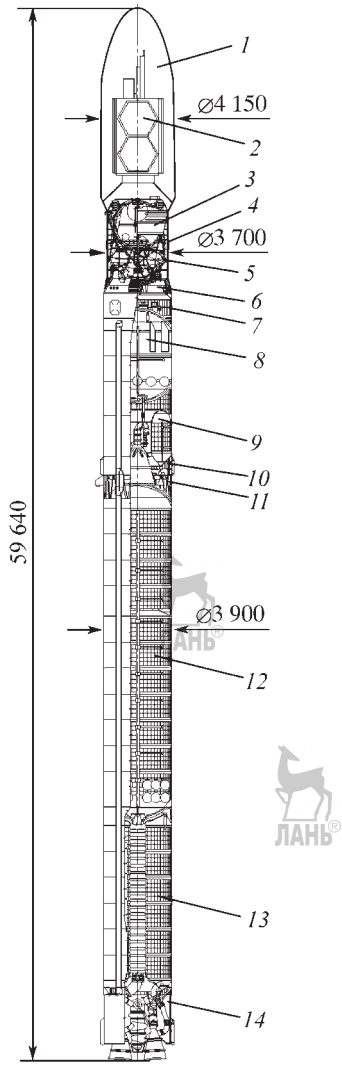


Рис. 6.2.29. Конструктивно-компоновочная схема РКН «Зенит-3SL»

1 — обтекатель; *2* — КА; *3* — бак «О» РБ ДМ-SL; *4* — средний переходник; *5* — бак «Г» РБ ДМ-SL; *6* — нижний переходник; *7* — приборный отсек РН; *8* — бак «О» II ступени; *9* — бак «Г» II ступени; *10* — хвостовой отсек II ступени; *11* — межступенная рама; *12* — бак «О» I ступени; *13* — бак «Г» I ступени; *14* — хвостовой отсек I ступени

Точность выведения на ПГСО:
по высоте перигея, км . . . . . ±10
по высоте апогея, км . . . . . ±80
по наклонению, ° . . . . . ±0,25

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Максимальная продольная квазистатическая перегрузка . . . . . не более 4,5
Метеоусловия при подготовке РКН на пусковом столе и пуске:
температура воздуха, °С . . . . . +19...33
относительная влажность воздуха при температуре 20 °С, % . . . . . до 98
атмосферное давление, мм. рт. ст. . . . от 730 до 770
средняя скорость ветра (на высоте 10 м от поверхности воды), м/с . . не более 10
высота волны, м . . . . . не более 2,5
морское течение, м/с . . . . . до 0,75
Производительность комплекса, пусков в год . . . . . до 6

Технология работ при эксплуатации комплекса «Sea Launch» принципиально не отличается от отработанной при эксплуатации КРК «Зенит» на Байконуре, однако в ней присутствуют особенности, обусловленные спецификой морского старта.

Основные операции, выполняемые с РКН «Зенит-3SL»:

первые две ступени и блок ДМ-SL транспортируются из порта Октябрьск (Украина) в Базовый порт (Лонг Бич, США) на транспортном судне «Кондок IV»;

в Базовом порту РКН собирается и проверяется на сборочно-командном судне, а затем перегружается на установщик, размещенный на стартовой платформе;

стартовая платформа и СКС осуществляют морской переход в точку старта;

РКН на установщике подается из ангара к пусковому столу, проводится автоматическая стыковка электро-, пневмокоммуникаций РКН и кабель-мачты пускового стола, РКН устанавливается в вертикальное положение на пусковом столе, к ней автоматически подстыковываются коммуникации систем заправки компонентами топлива и сжатыми газами стартовой платформы;

проводятся проверки всех систем РКН и КА и за 6 ч до старта обслуживающий персонал со стартовой платформы эвакуируется на СКС, которое отходит от СП на расстояние 5...7 км;

с СКС по радиоканалу выдается команда на выполнение автоматической пусковой циклограммы, завершаемой стартом РКН.

Пуски РКН «Зенит-3SL» производятся из района экватора в Тихом океане с координатами точки старта 0° с.ш. 154° з.д. Азимут пуска определяется решаемой задачей выведения КА на орбиту. Двигатели I и II ступеней работают непрерывно, циклограмма их работы обеспечивает выполнение требований по максимальной продольной перегрузке, эффективному использованию рабочих запасов топлива и безопасности разделения ступеней и отделению блока ДМ-SL. С целью снижения полетных нагрузок форма траектории выбирается с учетом ограничений по максимальному скоростному напору и выполнения СУ ограничений по максимальному значению произведения скоростного напора на пространственный угол атаки. Головной обтекатель полезного груза сбрасывается на участке полета II ступени с учетом выполнения ограничений по допустимому тепловому воздействию на КА.

Блок ДМ-SL с КА выводятся РН на незамкнутую орбиту с высотой апогея не менее 180 км. В зависимости от решаемой задачи блок ДМ-SL выполняет одно или два включения маршевого двигателя с участками стабилизированного пассивного полета и выполнением требований по тепловому режиму КА и его ориентации в пространстве на момент отделения от блока ДМ-SL с одновременным решением задачи выведения КА на заданную орбиту с максимальной точностью.

Энергетические возможности РКН «Зенит-3SL» при выведении КА на переходные к геостационарной орбиты и на круговые околоземные орбиты представлены на рис. 6.2.30 и 6.2.31.

6.2.4. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ Н1

РН Н1 в составе РКК Н1-Л3 разрабатывалась, включая летные испытания, в период 1961–1972 гг.. Проект ракеты разрабатывался под личным руководством академика С.П. Королева. Реализация проекта после смерти С.П. Королева с начала 1966 г. осуществлялась под руководством академика В.П. Мишина.

Главной целью создания РН Н1 являлось выведение на околоземную круговую орбиту головного блока массой около 100 т для обеспечения экспедиции на Луну.

РН Н1 состояла из трех блоков (А, Б и В) поперечного деления, соединенных между собой переходными фермами. Силовая схема блоков — каркасная оболочка с подвесными сферическими топливными баками. Все блоки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

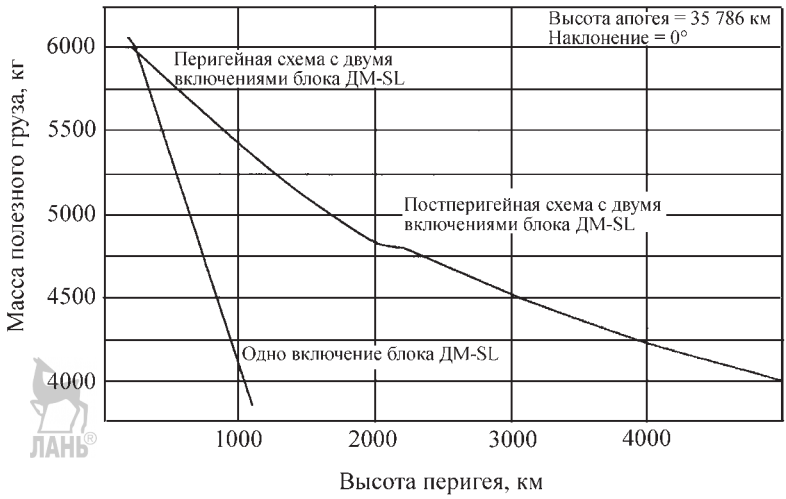


Рис. 6.2.30. Энергетические возможности РКН «Зенит-3SL» при выведении на ПГСО с синхронным апогеем

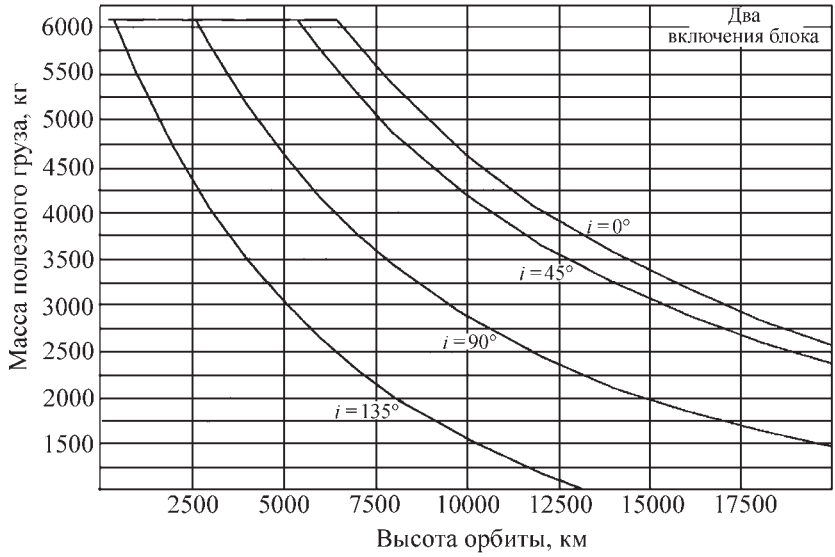


Рис. 6.2.31. Энергетические возможности РКН «Зенит-3SL» при выведении на круговые орбиты

были конструктивно подобны и использовали в качестве компонентов топлива жидкий кислород, охлажденный до температуры минус 190 °С, и керосин.

На блоках устанавливались ЖРД, выполненные по замкнутой схеме, разработки ОКБ-276 под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова.

Стартовая масса РН Н1 составляла около 2800 т, суммарная тяга тридцати двигателей блока I ступени у Земли составляла более 44132 кН (4500 тс).

К основным особенностям проектно-конструкторских решений по РН можно отнести следующее:

1. На всех трех блоках управление полетом по каналам «тангаж» и «рыскание» осуществлялось путем рассогласования тяги диаметрально расположенных двигателей при дросселировании их на 25 % от номинального значения тяги.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

По каналу «вращение» управление обеспечивалось газовыми соплами, замененными с третьего летного изделия на блоках I и II ступеней на ЖРД. Кроме того, с этого же изделия на блоке А устанавливались решетчатые стабилизаторы.

2. Для исключения взаимовлияния двигателей друг на друга по линиям питания компонентами топлива двигатели подключались к топливным бакам по автономным трубопроводам.

3. Предусматривалось проведение в ходе полета РН контроля нормальной работы двигателей с помощью специальной системы аварийной защиты (КОРД), задачей которой являлось своевременное обнаружение аномального функционирования двигателя в целях экстренного выключения его и ему противоположного.

4. Для снижения газодинамических нагрузок на кормовую часть РН при старте и динамических нагрузок при резком сбросе тяги в конце работы блоков запуск и выключение двигателей проводилось группами.

5. Для обеспечения устойчивости РН в полете по отношению к продольным колебаниям в конструкции всех расходных трубопроводов горючего введены демпферы в виде упругих гофрированных вставок.

6. Применялось так называемое «горячее» разделение ступеней, когда выключение блока предыдущей ступени проводится после запуска двигателей последующего блока.

7. Схемное и конструктивное подобие ракетных блоков, автономное питание двигателей компонентами топлива и их автономное газоснабжение при комплексной наземной отработке ДУ РН позволило отказаться от строительства мощного стенда для огневых испытаний блока I ступени, ограничившись огневыми испытаниями блоков II и III ступеней на имеющейся стендовой базе НИИ химического машиностроения.

Летные испытаний РН Н1 не выявили каких-либо вопросов или замечаний, которые могли бы быть заранее обнаружены при стендовых испытаниях полноразмерного блока I ступени.

Основные характеристики РН Н1

Стартовая масса с головной частью, т 2 820
Масса полезного груза, выводимая на ОИСЗ (200 км), т 90
Количество ступеней. 3
Компоненты топлива . . . . . Жидкий кислород + + керосин
Количество двигателей на блоке I ступени . . . 30
Суммарная тяга двигателей на блоке I ступени (у Земли), кН 44 132
Количество двигателей на блоке II ступени . . . 8
Суммарная тяга двигателей на блоке II ступени, кН. 13 720
Количество двигателей на блоке III ступени . . 4
Суммарная тяга двигателей на блоке III ступени, кН 1568
Габаритные размеры:
длина с ГЧ, м 105,3
максимальный диаметр блока I ступени, м 16,0

Общий вид РКН Н1-Л3 приведен на рис. 6.2.32.

На этапе летно-конструкторских испытаний было проведено четыре запуска РН Н1. Все запуски закончились аварийно, из них в трех случаях причиной аварии явился отказ маршевого двигателя блока I ступени.

Краткие характеристики событий приведены в табл. 6.2.6.

6.2.6. Краткие характеристики событий

Пуск		Результаты
Дата	№ РН	
21.02.69	3Л	Авария на 69-й с из-за пожара в двигательном отсеке вследствие утечки газообразного кислорода и горячего из двигателя, приведшего к короткому замыканию в цепях системы КОРД и ложному выключению ДУ
03.07.69	5Л	Авария при старте РН из-за возгорания и разрушения насоса окислителя одного из двигателей, пожара, приведшего к формированию ложной команды на выключение всех двигателей. Падение РН на пусковое устройство, разрушение старта
27.06.71	6Л	Авария на 50-й с полета из-за потери управляемости изделия по каналу «вращение»
23.11.72	7Л	Авария на 106-й с полета из-за взрыва насоса окислителя одного из двигателей, приведшей к разрушению всех двигателей («эффект домино»)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.2.32. Общий вид РКН Н1-Л3

Основными причинами аварий являлись:

– недостаточная отработанность маршевого двигателя: пожар в двигательном отсеке РН № 3Л вызван обрывом измерительных трубок к датчикам замера давлений окислителя и горючего в газогенераторном тракте, что стало следствием недостаточной устойчивости процесса горения в газогенераторе в среднечастотном спектре;

– взрыв насоса окислителя одного из двигателей РН № 7Л наиболее вероятно явился следствием недостаточной эффективности автомата разгрузки насоса от осевых сил, приведшей к выходу из строя упорного подшипника ротора ТНА.

К принципиальным причинам, объясняющим недостаточную надежность ДУ РН Н1 при перечисленных запусках, следует отнести:

– практическое отсутствие запаса работоспособности двигателя по ресурсу работы, не обеспеченного при отработке;

– несовершенство методологии проведения огневых контрольных испытаний двигателя в ходе товарных поставок — огневым испытаниям подвергался только один двигатель из пяти изготовленных, что не позволяло обнаружить дефекты в остальных двигателях, поставляемых на сборку РН;

– отсутствие защитных фильтров на входе в насосы: возгорание и разрушение насоса окислителя одного из двигателей при старте РН № 5Л, наиболее вероятно, вызвано попаданием в насос постороннего предмета из расходного трубопровода;

– недостаточная эффективность и отработанность алгоритмов и состава контрольных каналов системы аварийной защиты двигателей, а также недостаточная защищенность ее аппаратуры от ложного срабатывания;

– недостаточная пожарозащищенность электроцепей СУ и КОРД, отсутствие бортовых противопожарных средств.

Все перечисленные основные недостатки были устранены путем внедрения к пуску пятой летной РН (Н1 № 8Л) комплекса мероприятий, включая глубокую модернизацию маршевых двигателей, обеспечившей значительное увеличение запасов их работоспособности (подтвержден трехкратный запас по ресурсу работы по сравнению с потребным в полете) и повышение эффективности контрольных испытаний (каждый поставляемый на сборку ракеты двигатель проходил огневое

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

приемосдаточное испытание без последующей разборки). Высокая надежность модернизированных двигателей была продемонстрирована успешными стендовыми испытаниями суммарной длительностью более часа без съема со стенда и профилактических работ. Однако пуск РН Н1 № 8Л не состоялся из-за принятого Правительством СССР решения о закрытии программы Н1-Л3.

6.2.5. РН НА БАЗЕ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

РН «Космос-2»—«Космос-3М»

Для выведения различных КА массой до 1500 кг на круговые и эллиптические орбиты высотой от 250 до 1700 км постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 30 октября 1961 г. было принято решение о создании универсальной РН и стартового комплекса.

Во исполнение этого решения в 1961 г. в ОКБ 586 был разработан эскизный проект, предусматривающий создание на базе одноступенчатой баллистической ракеты средней дальности Р-14 РН «Космос-2» (11К65).

Одноступенчатая баллистическая ракета средней дальности Р-14 явилась логическим развитием ракеты Р-12. Она была принята на вооружение в 1961 г. Поскольку к концу 1950-х гг. в СССР было развернуто промышленное производство НДМГ, в новой ракете было использовано данное перспективное горючее самовоспламеняющееся с азотно-кислотным окислителем. Это существенно упростило конструкцию ее двигателей и позволило избавиться сразу от двух весьма опасных компонентов ракетного топлива горючего ТГ-02 и перекиси водорода, которые использовались в Р-12.

Баллистическая ракета Р-14 получилась весьма удачной. Она закончила свое существование лишь по Договору о сокращении ракет средней и малой дальности в 1987 г. Поэтому вполне логичен был выбор ее в качестве основы для создания РН легкого класса, существенно превосходящей по возможностям РН «Космос-1».

Ввиду большой загрузки КБ «Южное» боевой тематикой выпуск рабочей документации для РН 11К65 был возложен на ОКБ-10 (ныне Научно-производственное объединение прикладной механики им. акад. М.Ф. Решетнева, расположенное в Красноярске).

Для удовлетворения требований заказчика (МО) в ОКБ-10 было принято решение принять двухимпульсную схему, предусматривающую выведение ИСЗ в два этапа: первое включение двигателя формирует траекторию в апогее, вторым включением ИСЗ переводится на круговую орбиту. Эта схема выведения позволила существенно повысить эффективность использования энергетических возможностей носителя.

Реализация этой схемы была связана с необходимостью решения сложных технических проблем, и в первую очередь с созданием двигателя, способного обеспечить двукратное включение и стабилизацию ракеты в процессе полета между этими включениями.

Проблема была решена разработкой ОКБ-2 (ныне это КБ химического машиностроения) трехрежимного ракетного двигателя С5.23 и созданием в ОКБ-10 *системы малой тяги* (*СМТ*), обеспечивающей стабилизированный полет между двумя включениями маршевого двигателя (С5.23). Топливо для работы в режиме стабилизированного полета и второго включения двигателя располагалось в двух специальных баках, расположенных на внешней поверхности основного бака II ступени.

Общий вид РН изображен на рис. 6.2.33. Она состоит из двух ступеней и головного обтекателя. Ступени соединены по схеме тандем. Длина ракеты 32,4 м, диаметр цилиндрической части корпуса 2,4 м. Стартовая масса РН до 109 т.

На обеих ступенях РН установлены ЖРД, работающие на самовоспламеняющихся компонентах ракетного топлива — окислителе АК 27И, горючем НДМГ. Управление полетом на I ступени осуществляется с помощью газовых рулей, на II — с помощью поворотных рулевых сопел.

Сброс головного обтекателя производится на участке полета II ступени на высоте порядка 75 км при скоростном напоре 14 кг/м^2.

I ступень ракеты включает в себя переходный отсек, бак окислителя, приборный (межбаковый) отсек, бак горючего и хвостовой отсек с двигателем РД-216М. Наддув бака горючего осуществляется сжатым азотом, а бака окислителя — сжатым воздухом. Эти газы хранятся в баллонах высокого давления, расположенных в хвостовом (азот) и межбаковом (воздух) отсеках. На II ступени РН установлена двигательная установка, разработанная в КБ химического машиностроения под руководством главного конструктора А.М. Исаева. В эту установку входят маршевый двигатель без дожигания с насосной системой подачи

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

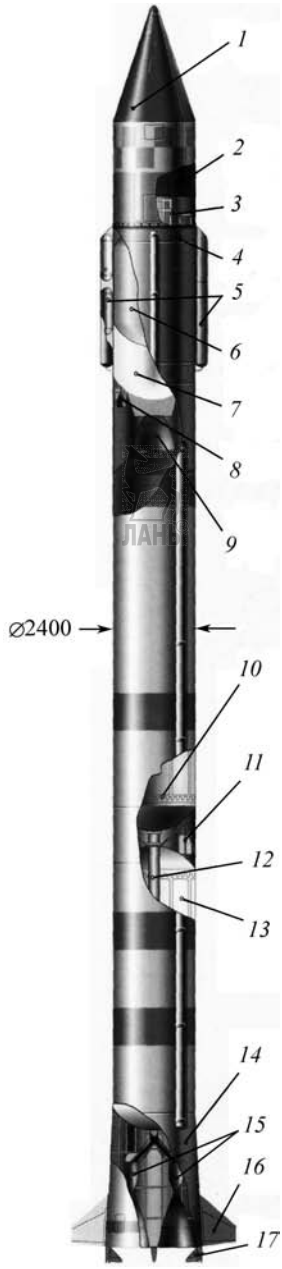


Рис. 6.2.33. РН «Космос-3М»:
1 — головной обтекатель; *2* — КА; *3* — рама КА; *4* — приборный отсек; *5* — баки СМТ; *6* — бак окислителя II ступени АК27; *7* — бак горючего II ступени НДМГ; *8* — рулевые сопла ДУ II ступени; *9* — камера ЖРД С5.23(11Д49); *10* — бак окислителя I ступени АК-27И; *11* — межбаковый отсек I ступени с приборами СУ; *12* — туннельный трубопровод; *13* — бак горючего I ступени НДМГ; *14* — хвостовой отсек; *15* — камера двигателя РД-216М; *16* — стабилизаторы; *17* — газовые рули

топлива и четырехсопловой рулевой двигатель с вытеснительной подачей компонентов в специальный газогенератор СМТ. Характерными особенностями двигательной установки также являются возможность повторного включения маршевого ЖРД в условиях невесомости и наличие трех режимов тяги — основного, промежуточного и режима малой тяги. Тяга ЖРД на основном режиме создается камерой маршевого двигателя и его четырьмя рулевыми газовыми соплами, через которые осуществляется выброс отработанного на турбине ТНА генераторного газа. Она составляет 157,5 кН (при удельном импульсе тяги 2972 Н·с/кг). Режим промежуточной тяги используется при запуске и выключении ЖРД. Малая тяга (100 Н) создается на пассивном участке траектории выведения четырьмя дополнительными значительно меньшими соплами системы малой тяги, через которые истекает газ из газогенератора СМТ. Сопла объединены с основными рулевыми соплами в единые поворотные блоки.

Продолжительность работы двигателя при первом включении 380...490 с, а при повторном — до 15 с. На режиме малой тяги двигатель может работать до 3800 с.

В августе 1964 г. две РН 11К65 были доставлены на Байконур. 18 августа 1964 г. состоялся пуск. На орбиту были выведены три спутника «Космос-38, -39, -40».

РН 11К65 (впоследствии «Космос-2») были осуществлены еще три запуска, один из которых был аварийным, а два других 21 февраля 1965 г. и 15 марта 1965 г. вывели на эллиптические орбиты «Космос-54, -55, -56, -61, -62, -63».

На втором этапе в 1965–1967 гг. ОКБ-10 проведена модернизация РН в целях повышения ее энергетических характеристик и улучшения тактики технических данных. В КБ «Электроприбор» (г. Харьков) создана новая система управления.

16 июля 1965 г. был осуществлен первый запуск модернизированной РН, названной «Космос-3М» (11К65М) с полигона Байконур, выведшей на круговую орбиту 550 км спутники «Космос-71, -72, -73, -74, -75». Впервые в истории космонавтики одной ракетой были выведены пять спутников.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

3 сентября 1965 г. ТАСС сообщило о выведении новых пяти спутников «Космос-80, -81, -82, -83, -84» на круговую орбиту высотой 1500 км, а 18 сентября 1965 г. «Космосов-86–90».

Так началась успешная работа РН 11К65М, выведшей на сегодняшний день на различные орбиты около 1000 ИСЗ различных назначений, успешно работавших и работающих в интересах народного хозяйства и обороны страны.

Вариант 11К65М впервые стартовал из Плесецка в мае 1967 г., а старт в январе 1973 г. стал первым запуском из Капустина Яра.

Судьба 11К65М сложилась так: первые 14 носителей были изготовлены на механическом заводе ОКБ-10 (г. Железноводск) с участием Красмашзавода. Дальше их изготовление было передано в 1966 г. полностью на Красмашзавод (г. Красноярск), а с 1970 г. — на ПО «Полет» (г. Омск).

РН «Стрела»

НПО машиностроения, возглавляющее кооперацию предприятий, участвовавших в создании комплекса МБР РС-18, в соответствии с распоряжением правительства РФ от 05.01.1999 г. № 12-Р разработан вариант переоборудования ракеты РС-18 в космическую РН «Стрела» (рис. 6.2.34).

Основной концепцией, реализованной в проекте КРК «Стрела», является сохранение максимальной преемственности по отношению к базовому ракетному комплексу МБР РС-18. Сохранен вариант стартового комплекса с шахтной пусковой установкой МБР РС-18. Не претерпели изменений I и II ступени, транспортно-пусковой контейнер, компоненты топлива — несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид. Найденные технические решения позволили использовать в качестве разгонного блока космической головной части РН «Стрела» агрегатно-приборный блок МБР РС-18 со штатной СУ ракетой (при этом наземный сегмент СУ и прицеливания также сохраняются практически без изменений).

Единственным новым элементом РН «Стрела» по отношению к МБР РС-18 является отсек измерительной аппаратуры, входящий в состав КГЧ, имеющий диаметр 2400 мм и высоту 800 мм и используемый для размещения в нем аппаратуры телеметрических и внешне траекторных измерений, аварийного выключения двигателей ускорителей I и II ступеней, дополнительной системы стабилизации на участке пассивного полета и бортовых источников питания.

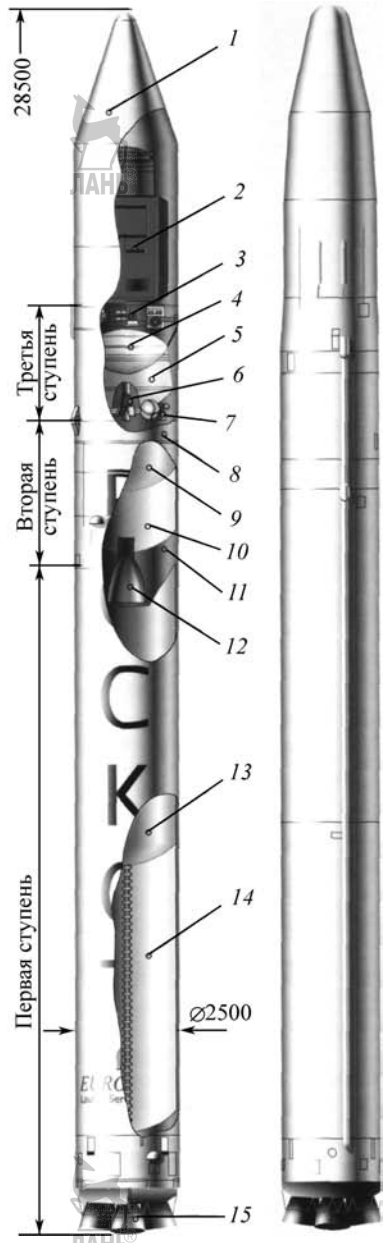


Рис. 6.2.34. РН «Рокот», «Стрела»:
1 — головной обтекатель; *2* — полезный груз; *3* — РБ «Бриз-КМ»; *4* — НДМГ; *5* — N_2O_4; *6* — двигатель 14Д30; *7* — рулевые двигатели; *8* — переходный отсек; *9* — окислитель N_2O_4; *10* — горючее НДМГ; *11* — двигатели РД-0236; *12* — двигатель РД-0235; *13* — бак окислителя N_2O_4; *14* — бак горючего НДМГ; *15* — двигатели: 3×РД-0233; ×РД-0234

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

КГЧ, включающая отсек измерительной аппаратуры и проставку для крепления КА, может оснащаться обтекателями двух типов — штатным обтекателем ракеты РС-18 (вариант КГЧ-1) и обтекателем увеличенных размеров, отработанным при проведении экспериментальных пусков ракеты РС-18 (вариант КГЧ-2).

Реализация такого варианта переоборудования МБР в РН «Стрела» позволила обеспечить высокие показатели надежности базовой ракеты (142 успешных пусков МБР из 145 произведенных).

Основным местом пуска РН «Стрела» был определен космодром Свободный. Однако в связи с решением о закрытии этого космодрома пуски РН «Стрела» производятся с космодрома Байконур с использованием имеющейся наземной инфраструктуры МБР РС-18. Первый демонстрационный пуск РН «Стрела» был успешно проведен в 2003 г.

Масса полезного груза, выводимого РН «Стрела» на низкую орбиту, составляет 1600 кг.

РН «Днепр»

Основой РН «Днепр» является мощная межконтинентальная баллистическая ракета РС-20, головной разработчик ГКБ «Южное».

В соответствии с Постановлением правительства РФ от 04.10.1998 г. № 1156 эксплуатация РН «Днепр» ведется Международной космической компанией «Космотрас», в которую входят ГКБ «Южное», Южный машиностроительный завод, ЦНИИмаш, КБ СМ, НПП «Хартрон–Аркос» и другие российские и украинские предприятия.

Ракета обладает высокими энергетическими возможностями, точностью выведения и надежностью в полете. Ее общая длина — 34,3 м, диаметр 3,0 м, стартовая масса 211 т. На ракете применяются высококипящие компоненты топлива — азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Масса полезного груза, выводимого на низкую орбиту, до 4000 кг. Полетная надежность 0,97.

В состав РН «Днепр» входят I, II и разгонная ступени, переходники I и II ступеней, головной аэродинамический обтекатель с переходником. Все составные части РН, за исключением переходника обтекателя, являются штатными ракеты РС-20 и используются без доработок (рис. 6.2.35). КА устанавливается на корпус разгонной ступени при помощи вновь изготовленной проставки.

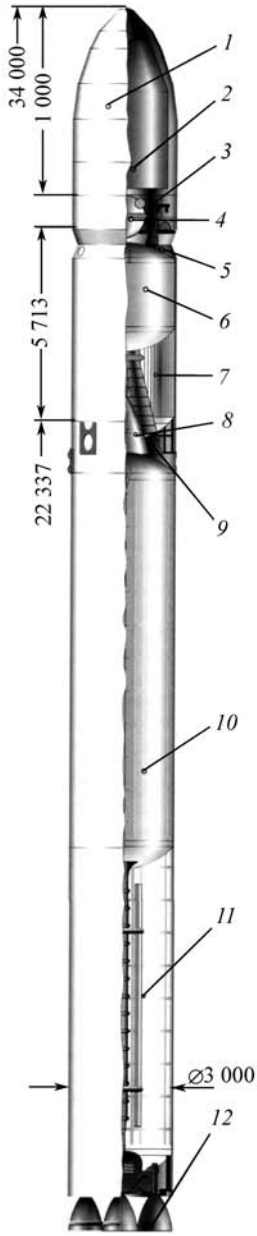


Рис. 6.2.35. РН «ДНЕПР»:
1 — аэродинамический головной обтекатель с переходником; *2* — КА; *3* — отсек СУ; *4* — топливный бак разгонной ступени; *5* — переходный отсек; *6* — бак окислителя; *7* — бак горючего; *8* — маршевый двигатель РД-0229; *9* — рулевые двигатели РД-0230; *10* — бак окислителя N_2O_4; *11* — бак горючего НДМГ; *12* — маршевые двигатели: 4×РД-264

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ДУ всех ступеней ракеты используются без доработок. На I ступени — четыре однокамерных качающихся двигателя РД-264, выполненных по замкнутой схеме (разработчик НПО Энергомаш), на II — маршевый однокамерный двигатель РД-0229 и четырехкамерный рулевой РД-0230 (разработчик КБХА). На разгонной ступени — четырехкамерный двигатель 15Д177 (разработчик ГКБ «Южное»).

СУ — инерциальная высокоточная на базе БЦВМ, доработанная в части программно-математического обеспечения, электрической связи КА с наземной проверочно-пусковой аппаратурой и ввода служебных команд в КА в процессе предстартовой подготовки и полета.

Старт РН «минометный» из транспортно-пускового контейнера. ДУ первой ступени носителя запускается после выхода носителя из транспортно-пускового контейнера.

Время нахождения носителя в готовности к пуску не ограничено и определяется возможностями КА, установленного на носителе.

При переносе пуска проведение дополнительных работ по носителю не требуется.

Первый пуск РН «Днепр» осуществлен в апреле 1999 г. с космодрома Байконур. На орбиту был выведен английский научно экспериментальный спутник. В настоящее время эксплуатация ракеты продолжается по 1–2 пуска в год с космодрома Байконур и пусковой базы Ясный (Оренбургской обл.) (рис. 6.2.36). Ведутся работы по увеличению энергетических возможностей ракеты.

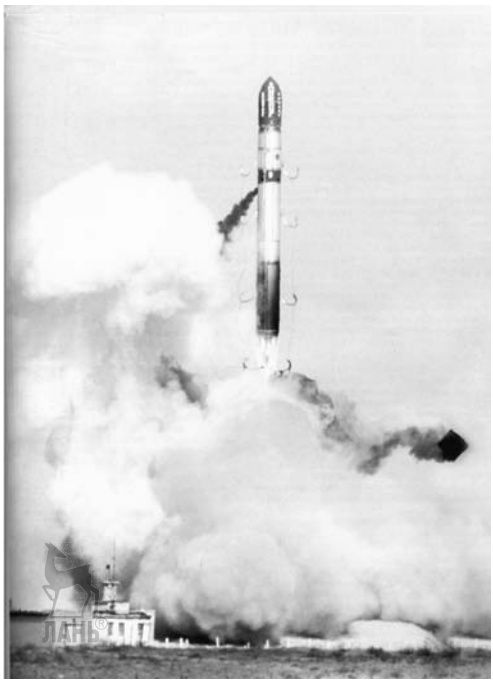


Рис. 6.2.36. Старт РН «Днепр»

РН семейства «Старт»

РН «Старт-1» и «Старт» включают соответственно четыре и пять расположенных ступеней с твердотопливными ДУ, а также последовательно доводочную ДУ. ДУ трех нижних разгонных ступеней РН («Старт-1») представляют собой ДУ соответствующих ступеней МБР «Тополь». РН «Старт» отличается введением дополнительной ДУ между ДУ I и II ступеней РН «Старт-1» (рис. 6.2.37).

В ДУ используется взрывобезопасное смесевое твердое топливо с высоким удельным импульсом.

Корпуса ДУ выполнены из высокопрочных композиционных материалов.

На ДУ I ступени, работающей на атмосферном участке полета, установлены раскрываемые при старте решетчатые стабилизаторы и аэродинамические рули.

На II и III ступенях РН «Старт-1» в качестве органов управления применены устройства вдува газа в закритическую часть сопла, а на последней ступени и на II ступени РН «Старт» — поворотные управляющие сопла.

Компенсацию ошибок кинематических параметров, накопленных на момент завершения работы разгонных ДУ, осуществляет твердотопливная дополнительная ДУ. Поток продуктов сгорания истекает в сторону, противоположную КА, что исключает загрязнение его поверхности.

Высокая точность выведения КА обеспечивается применением СУ РН на базе бортового цифрового вычислительного комплекса и прецизионных приборов.

Отделение КА и сброс обтекателя осуществляется пружинными толкателями.

В целях защиты от неблагоприятных воздействий и механических повреждений РН из семейства «Старт», начиная с вывоза с завода-производителя и до пуска, находятся внутри выполненных из композиционных материалов транспортно-пусковых контейнерах.

При проведении предстартовых операций РН находится в горизонтальном положении. Подъем транспортно-пусковых контейнеров с

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

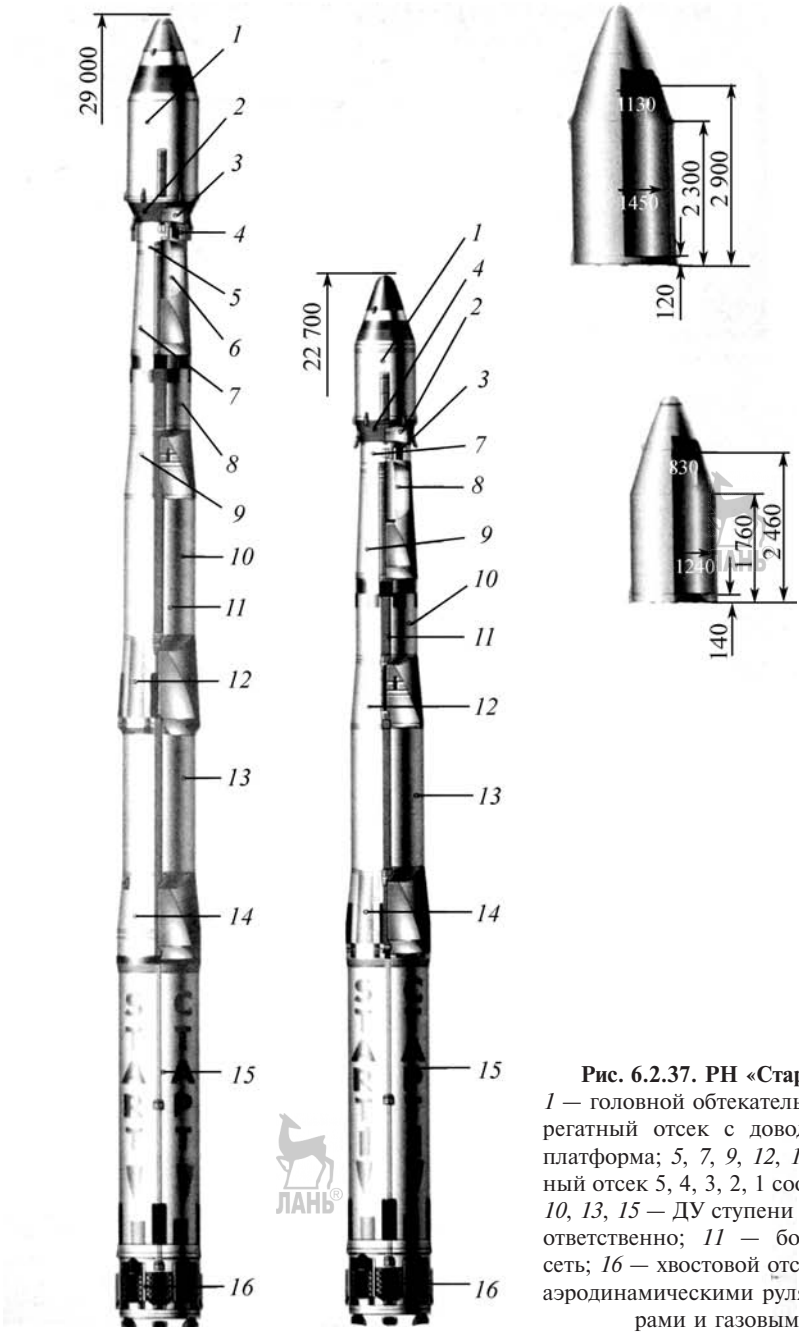


Рис. 6.2.37. РН «Старт», «Старт-1»:
1 — головной обтекатель; *2* — СУ; *3* — агрегатный отсек с доводочной ДУ; *4* — платформа; *5*, *7*, *9*, *12*, *14* — соединительный отсек 5, 4, 3, 2, 1 соответственно; *6*, *8*, *10*, *13*, *15* — ДУ ступени V, IV, III, II, I соответственно; *11* — бортовая кабельная сеть; *16* — хвостовой отсек с решетчатыми аэродинамическими рулями, стабилизаторами и газовыми рулями

РН в вертикальное положение осуществляется непосредственно перед стартом.

Ракета выбрасывается из транспортно-пусковых контейнеров давлением продуктов сгорания специального стартового порохового аккумулятора давления. Запуск ДУ I ступени производится после полного выхода РН из транспортно-пусковых контейнеров.

РН семейства «Старт» предназначены для пусков с российских космодромов Плесецк и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Свободный с обеспечением широкого диапазона наклонений отбит.

Первый пуск РН «Старт-1» состоялся в 1993 г. с космодрома Плесецк, последние пуски проводились с космодрома Свободный. Первый пуск РН «Старт « в 1995 г. был аварийный.

Основные характеристики РН семейства «Старт»

	«Старт-1»	«Старт»
Тип РН		
Количество ракетных ступеней	4	5
Стартовая масса, кг	47 000	60 000
Масса ПГ, кг (на круговые полярные орбиты с Н-200 — 1000 км)	64...210	490...1000
Тип маршевых двигателей на всех маршевых ступенях	РДТТ	РДТТ
Габаритные размеры:		
длина, мм	22 700	29 000
диаметр, мм	1800	1800

РН на базе БРПЛ

Конструкторское бюро машиностроения (*КБМ*), преобразованное в 1993 г. в Государственный ракетный центр «КБ им. акад. В.П. Макеева» (ГРЦ «КБ им. Макеева»), является практически единственным в нашей стране разработчиком одного из важнейших составляющих элементов стратегической триады — баллистических ракет для подводных лодок (БРПЛ).

Расположен ГРЦ в г. Миассе Челябинской области. Но родился он не в Миассе, а неподалеку — в г. Златоусте, где в 1947 г. было сформировано СКБ № 385, предназначенное для разработки баллистических ракет дальнего действия.

Возрастающие масштабы деятельности потребовали расширения СКБ. С этой целью в 1959 г. оно перебазируется в Миасс.

Произошедшие в нашей стране большие перемены поставили перед уральскими конструкторами ряд новых трудных задач, среди которых одна из важнейших — конверсия.

Первый шаг на этом пути был сделан в направлении использования в мирных целях уже существующих боевых ракет при их минимальных доработках. Одной из них, в частности, явилась модифицированная ракета РСМ-25, получившая название «Зыбь». С использованием этой ракеты в кооперации с ВМФ в 1991 и 1993 гг. было выполнено три экспериментальных пуска для отработки ряда перспективных технологий, связанных с использованием условий микрогравитации, возникающих в суборбитальном полете. Ракета «Зыбь» была оснащена спасаемым ЛА, обеспечивающим его «мягкое» приземление вместе с научной аппаратурой. В дальнейшем для использования в составе модифицированной ракеты РСМ-50 (SS — N-18), получившей название «Волна», был разработан более совершенный спасательный аппарат «Волан». В 1995 г. был проведен успешный запуск по суборбитальной траектории РН с научной аппаратурой Бременского университета.

ГРЦ разработаны варианты модернизации РН семейства «Штиль» на базе технологии и элементов ракеты РСМ-54, предназначенных для запуска низкоорбитальных малогабаритных КА. На первом этапе разработки полезная нагрузка размещается в штатном отсеке. РН в этом варианте имеет индекс «Штиль-1». РКК с РН «Штиль-1» обеспечивает выведение полезных нагрузок массой до 100 кг. Пуски ракет осуществляются из шахт подводной лодки типа «Дельфин».

На втором этапе доработок БРПЛ РСМ-54 (индекс РН — «Штиль-2») производится в части создания увеличенного отсека полезной нагрузки (отсек представляет собой новые аэродинамический обтекатель и переходник) и установки (при необходимости) дополнительной разгонной ступени. РН «Штиль-2» может обеспечить выведение полезного груза массой до 350 кг (рис. 6.2.38).

Многочисленные пуски БРПЛ РСМ–54 с наземного стенда и из подводных лодок, а также многолетний опыт эксплуатации этих комплексов определяют высокую надежность и безопасность ракет «Штиль». В июле 1998 г. произведен первый коммерческий пуск этой РН с подводной лодки типа «Дельфин» из акватории Баренцева моря с немецким научно-исследовательским спутником «Турсат Н» на борту.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П.** Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 308 с.

2. **Александров В.А., Владимиров В.В. и др.** Ракеты-носители. М.: Воениздат, 1981. 311 с.

3. **Буров М.Л., Заберов В.К. и др.** Конструкция управляемых баллистических ракет. М.: Воениздат, 1969. 444 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

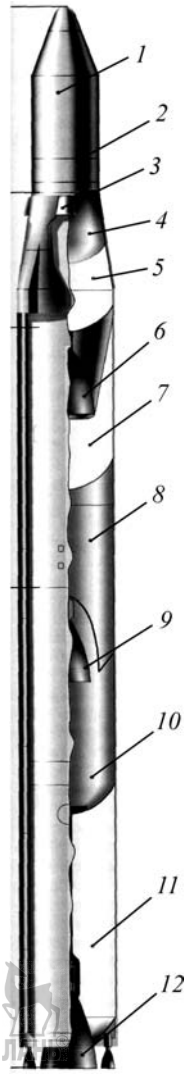


Рис. 6.2.38. РН «Штиль-2»
1 — головной обтекатель; *2* — полезный груз; *3* — двигатели 3Д-39; *4*, *8*, *10* — окислитель N_2O_4; *5*, *7*, *11* — горючее НДМГ; *6* — ЖРД III ступени 3Д-39; *9* — ЖРД II ступени РД-0242; *12* — двигатели I ступени РД-0243 (РД-0244 и РД-0245)

4. **Космонавтика:** Энциклопедия / под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985, 528 с.

5. **Краффт Э.** Космический полет. М.: Наука, 1969. 571 с.

6. **Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И. и др.** Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.

7. **Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М., Щеверов Д.Н.** Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

8. **Саркисян С.А., Минаев Э.С.** Экономическая оценка летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 179 с.

9. **Уманский С.П.** Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 218 с.

10. **Федосьев В.И.** Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.

Глава 6.3
МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

6.3.1. МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТНЫЕ БЛОКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ТИПОВОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

На начальном этапе работ по исследованию возможностей управляемого возвращения и многоразового использования ступеней РН и их наиболее дорогостоящих агрегатов и систем рассматривались различные технические средства спасения и их комбинации: парашюты, жидкостные и твердотопливные РД, ВРД, аэродинамические поверхности (жесткие и гибкие крылья, ротор и т.п.), надувные баллоны, системы подхвата в воздухе, различные типы амортизаторов и др. [3, 7–9], часть из которых одновременно может служить средством сокращения зон отчуждения под *районы падения* (*РП*) отработавших ступеней. В ходе дальнейших проработок некоторые из них на ближайший период по различным причинам фактически сняты с рассмотрения (хотя в дальнейшем с появлением экспериментальных данных по условиям работы, материалам и т.п. могут найти применение): гибкое крыло (из-за значительной неопределенности характеристик в части материалов, надежности, возможности обеспечения надежной посадки и др.), роторные системы (из-за ограниченных областей использования, трудностей технической реализации, отсутствия преимуществ перед другими системами по массовым характеристикам), надувные баллоны (из-за недостаточно хороших массовых характеристик и неопределенности в части материалов оболочки, теплозащиты и т.п.), системы подхвата в воздухе (из-за ограниченных областей использования,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сложности организации и технической реализации надежного спасения). Спасение и повторное использование верхних ступеней РН, их агрегатов и систем на настоящем уровне развития техники экономически не оправдано, так как связано со значительными трудностями, обусловленными уровнем аэродинамического нагружения при входе в плотные слои атмосферы, в то время как спасение и повторное использование I ступеней, составляющих до 60% от стоимости РН, на этапе эксплуатации может обеспечить значительную экономию средств и представляет практический интерес уже в настоящее время для всех РН новой разработки [8].

Типичными вариантами многоразовой I ступени являются крылатая (с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой) и баллистическая (с различными схемами возвращения и посадки). Применение крыла на I ступени в принципе (при отсутствии других сбрасываемых в полете элементов) может придать РН новое качество — возможность всеазимутального запуска без отчуждения территории под РП. Кроме того, крылатые ступени в сравнении с баллистическими располагают большими возможностями для многократного функционирования за счет обеспечения надежного (по самолетной схеме) и оперативного возвращения к месту старта [8, 7].

Баллистические многоразовые I ступени имеют преимущество за счет относительной простоты, меньшей массы и компактности системы возвращения (например, парашютно-реактивной или реактивной), что обеспечивает максимальную преемственность конструкции таких ступеней от существующего задела по носителям традиционной схемы и возможность построения высокосовершенной в весовом отношении системы РН блочного типа, адаптивной к изменению потребной грузоподъемности, с минимальными затратами времени и средств на разработку. При этом принципиально имеющаяся возможность применения различных вариантов *систем управляемого возвращения и посадки* (*СУВП*) и средств сокращения зон отчуждения (от простейших средств уменьшения рассеивания и парашютно-реактивных или реактивных систем возвращения и посадки ракетных блоков по трассе пуска на начальном этапе до систем увода, обеспечивающих азимутальный маневр ступени после отделения и посадку с помощью реактивных двигателей в заданном районе, в том числе в районе старта) также расширяет области возможного использования таких РН.

В плане выбора проектных параметров перспективных РН рассмотрим подробнее характеристики технических средств, которые могут обеспечить многоразовое использование блоков I ступени и сокращение требуемых зон отчуждения.

Парашютно-реактивные системы спасения

Парашютно-реактивные системы (ПРС) представляют наибольший интерес на начальном этапе эксплуатации многоразовых РН из-за сравнительно небольшой массы, относительной простоты и надежности работы. В настоящее время имеется большой опыт применения таких систем, как в авиации (например, для приземления объектов весом до 25 т с площадью основных парашютов до 10 000 м^2, так и в РКТ для мягкой посадки спускаемых капсул, частей метеорологических РН и др.). Проведенные исследования показывают практическую возможность создания *парашютных систем* (*ПС*) для возвращения ступеней РН различных классов, причем применением многофазного рифления, каскадной схемы торможения и другими конструктивными мероприятиями можно ограничить продольные перегрузки при работе ПС до 3–4 единиц, а выполнением парашютов больших размеров в многокупольном варианте — повысить надежность работы ПС и их эксплуатационные характеристики [8].

Для получения приемлемых значений массовых характеристик систем возвращения ПС обычно применяются в сочетании с *посадочными реактивными двигателями* (*ПРД*), обеспечивающими заданную конечную скорость в момент приземления, а для компенсации возможного разброса параметров движения на конечном участке и характеристик ПРД системы возвращения включают также амортизационные *посадочные устройства* (*ПУ*), обеспечивающие приземление с допустимой перегрузкой, а также удобство проведения дальнейших работ с приземлившейся ступенью. Конструктивно-баллистические характеристики составных элементов ПРС должны удовлетворять определенным, как правило, противоречивым условиям и ограничениям. Так, напри-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мер, для обеспечения минимального рассеивания точек посадки *возвращаемого объекта* (*ВО*) за счет ветра суммарное время снижения на ПС, определяемое скоростью снижения и высотой ввода каждого каскада, должно быть минимальным. С другой стороны, ограничения на время работы ПС накладывают условия наполняемости куполов и устранения динамических колебаний системы «ВО–ПС», необходимости обеспечения выполнения заданного объема предпосадочных операций (пеленгация, перецепка, подготовка к работе ПРД и ПУ и т.п.), условия сохранения работоспособности ПС в случае воздействия больших температур и скоростных напоров, условия достижения эффективного торможения и др. Характеристики ПРД определяются уровнем допустимых перегрузок на конечном участке спуска, взаимным влиянием параметров ПС и ПРД. При этом могут применяться различные варианты их конструктивного выполнения, схемы построения системы «ВО–ПС–ПРД», способы управления на конечном участке спуска. Характеристики ПУ определяются величиной возможного разброса параметров движения ВО в момент приземления (из-за разброса конструктивно-баллистических характеристик ПРД и ПС, погрешностей работы СУ, динамических колебаний системы «ВО–ПС–ПРД», ветра и др.) и допустимых перегрузок при приземлении.

Противоречивый характер взаимосвязи параметров указанных систем позволяет поставить задачу оптимизации характеристик ПРС в целом. В качестве критериев оптимизации в различных случаях выбирается минимум массы ПРС, минимум разброса точек посадки ВО, минимальные значения перегрузок на различных участках спуска и посадки и др. Машинный алгоритм расчета конструктивно-баллистических и массовых характеристик ПРС позволяет с достаточной точностью определять параметры ПРС уже на этапе предварительных исследований [8].

Укрупненная блок-схема алгоритма расчета характеристик ПРС приведена на рис. 6.3.1, работоспособность алгоритма проверена в диапазоне значений суммарной массы ВО (с учетом массы ПРС) $M_{ст}$ = 5...15 т, продольных перегрузок при вводе в действие ПС $n_{пс}$ = 3...12, скоростей снижения на основном парашюте $V_{сн}$ = 5...50 м/с и условиях входа, соответствующих условиям входа стабилизированной по потоку отделяющейся части (ОЧ) I ступени (с параметрами расцепки V_0 = = 2900 м/с, H_0 = 70 км, δ_0 = 23°).

Применительно к I ступени результаты расчета относительной массы элементов ПРС, функционально необходимых для обеспечения возвращения и мягкой посадки (ПР, ПРД, ПУ, СУ возвращением и посадкой), могут быть аппроксимированы выражением [8]:

$$K_{ПРС} = \frac{M_{ПРС}}{M_{ст}} = \begin{cases} 5\cdot 10^{-5} M_{ст}(n_{пс}+1) + 5{,}2 n_{пс} + 0{,}06 \\ \text{при } M_{ст} \le 40 \text{ т}; \\ 2\cdot 10^{-5} M_{ст}(n_{пс}+5) + 6{,}3\cdot 10^{-3} n_{пс} + \\ +0{,}06 \text{ при } M_{ст} > 40 \text{ т}. \end{cases}$$

При этом оптимальные значения скорости снижения на основных парашютах составляют 25...35 м/с, высота ввода в действие ПС — 4...10 км, средний разброс точек посадки за счет ветра при снижении на парашютах — 2...4 км.

В ходе детальных конструкторских проработок систем возвращения для конкретных ступеней практически неизбежно возникает необходимость включения в их состав дополнительных конструктивных элементов (защитных устройств и сопел двигателей, обтекателей и элементов конструкции для размещения и крепления средств возвращения и т.п.), масса которых может составить до 40...90 % от массы функциональных элементов системы возвращения ($K_{зу}$ = 0,023...0,027; $K_{обт}$ = 0,03... ...0,04; $K_{констр}$ = 0,025...0,040), а с учетом топлива и исполнительных органов системы ориентации и стабилизации и теплозащиты отдельных элементов — до 60...150 % ($K_{сур}$ = = 0,01...0,04; $K_{тэп}$ = 0,01...0,02).

Реактивные системы спасения

Реактивные системы возвращения в принципе могут обладать по сравнению с ПРС рядом преимуществ:

возможностью обеспечения посадки I ступени как по трассе пуска, так и с азимутальным маневром и посадкой в заданном районе (в том числе в районе старта) с требуемой точностью лишь за счет изменения расхода топлива и некоторых доработок СУ и ДУ;

возможностью использования для возвращения как первых, так и верхних ступеней и орбитальных объектов, в том числе перспек-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

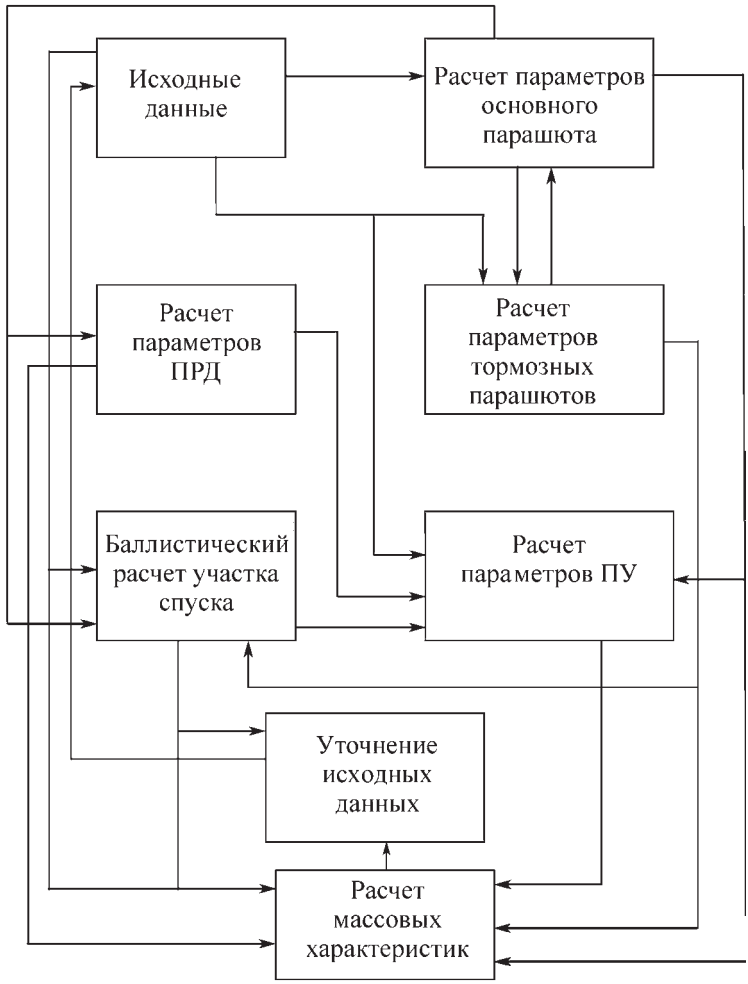


Рис. 6.3.1. Укрупненная блок-схема алгоритма расчета характеристик ПРС

тивных одноступенчатых РН, с большими посадочными массами и др.

Анализ условий движения на пассивном участке показывает, что на конечном участке спуска скорость ступени определяется в основном ее баллистическим коэффициентом и практически не зависит от начальных условий. Для многоразовых I ступеней, стабилизированных по потоку, скорость полета составляет 200...250 м/с (на высотах H = 1,5...1 км, при нагрузке на мидель $P_м = M_{ст}/S_м$ = 2...5 т/м^2), для одноступенчатых РН скорость полета ≈80...120 м/с (на H < 10...15 км, при $P_м$ = = 0,3...0,4 т/м^2). Сравнительно невысокие значения скоростей движения на конечном участке спуска позволяют надеяться на получение достаточно высоких энергомассовых и маневренных характеристик РС.

Возвращение ВО с помощью реактивных систем возвращения условно разделяется на три последовательных этапа:

предварительный маневр (аэродинамический или ракетодинамический) для приведения в заданный район посадки и пассивное аэродинамическое торможение;

активное торможение для гашения остаточной скорости;

предпосадочный маневр и «мягкое» приземление.

Задача определения параметров движения по различным траекториям спуска сводится к интегрированию системы дифференци-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

альных уравнений движения, записанной в скоростной системе координат.

Поскольку в реальных условиях на ВО воздействует ряд возмущающих факторов (разброс начальных параметров движения, отклонения параметров атмосферы по высоте от стандартных значений по МСА, разброс энергомассовых характеристик ВО и ТДУ, отклонения величин аэродинамических коэффициентов от расчетных зависимостей и др.), возникает так называемая трубка возможных траекторий спуска и, как следствие, разброс возможных точек приземления и конечной скорости контакта ВО с поверхностью Земли. Кроме того, представляет интерес проблема приведения ВО в заданный район приземления как для осуществления «мягкого» приземления на специально подготовленную посадочную площадку, так и в целях сокращения ее размеров. В связи с этим возникает задача управления движением на участке спуска, определения границ зоны возможных точек приземления и дополнительных энергетических затрат на обеспечение мягкой посадки.

Алгоритм определения возможной зоны приведения ВО построен следующим образом [8].

В целях обеспечения мягкой посадки при наличии различных возмущений на конечном участке спуска предусматривается зависание ВО на расчетной высоте $H_з$ и дальнейшее снижение с постоянной, оптимальной для данной $H_з$ с точки зрения суммарных энергомассовых затрат на посадку, скоростью $V_з$ до момента контакта ПУ с поверхностью Земли.

Оптимальное значение скорости спуска $V_з$ в зависимости от $H_з$ определяется из условия минимизации энергетических затрат на обеспечение мягкой посадки (имея в виду, что дополнительные массы конструкции, ДУ, СУ, запасы топлива на увод и торможение и т.п. определяет суммарную массу средств возвращения).

Принципиальная блок-схема алгоритма расчета характеристик РС приведена на рис. 6.3.2. По предварительным оценкам, относительная масса топлива на посадку многоразовой I ступени в номинальных условиях (посадка по трассе пуска, без выполнения предпосадочного маневра) составляет [8]

$$K_{\text{тп}}^{\text{ном}} = \frac{M_m^{\text{торм}}}{M_{\text{ст}}} = 0{,}10...0{,}12.$$

С учетом «зависания», предпосадочного маневра и «мягкой» посадки с постоянной скоростью $K_{\text{тп}} \cong 0{,}14...0{,}18$. При этом относительная масса ПУ может составить $K_{\text{ПУ}} = M_{\text{ПУ}}/M_{\text{ст}} = 0{,}03...0{,}04$, а вопрос о типе посадочных двигателей (специальные ТДУ или использование маршевых ДУ) требует проработки для каждой конкретной ступени с учетом ее конструктивных особенностей и схемы полета.

С учетом характеристик района (места) посадки и режимов работы агрегатов и систем ВО на конечном участке полета должна проводиться также конструктивная проработка конкретного ВО по его защите от возможных повреждений при посадке отраженными струями ДУ, эрозионными частицами грунта и т.п.

Системы увода в требуемый район

Для приближенной оценки маневренных возможностей и энергомассовых характеристик реактивных систем увода (СУВ) разработана методика [8], позволяющая рассчитать запас энергетики в зависимости от требуемой величины маневра и начальных условий движения. Задача решается в импульсной постановке, считая, что импульс скорости, обеспечивающий маневр по дальности и в боковом направлении, прикладывается мгновенно, а параметры движения ступени в момент начала увода мало отличаются от параметров движения при разделении (затраты энергетики на маневр будут минимальны при начале маневра сразу же после разделения ступеней).

Системы уменьшения рассеивания

В целях уменьшения рассеивания точек посадки из-за разброса параметров движения на участке возвращения ступень может быть оснащена пассивными (аэродинамические щитки, стабилизаторы и т.п.) или активными (двигатели системы ориентации) *средствами уменьшения рассеивания* (*СУР*), относительная масса которых составляет [8]

$$K_{\text{СУР}} = \frac{M_{\text{СУР}}}{M_{\text{ст}}} = \begin{cases} 0{,}01-0{,}02 & \text{аэродинамические} \\ & \text{средства;} \\ 0{,}03 & \text{активная система} \\ & \text{ориентации.} \end{cases}$$

При необходимости небольшого бокового маневра в целях обеспечения падения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

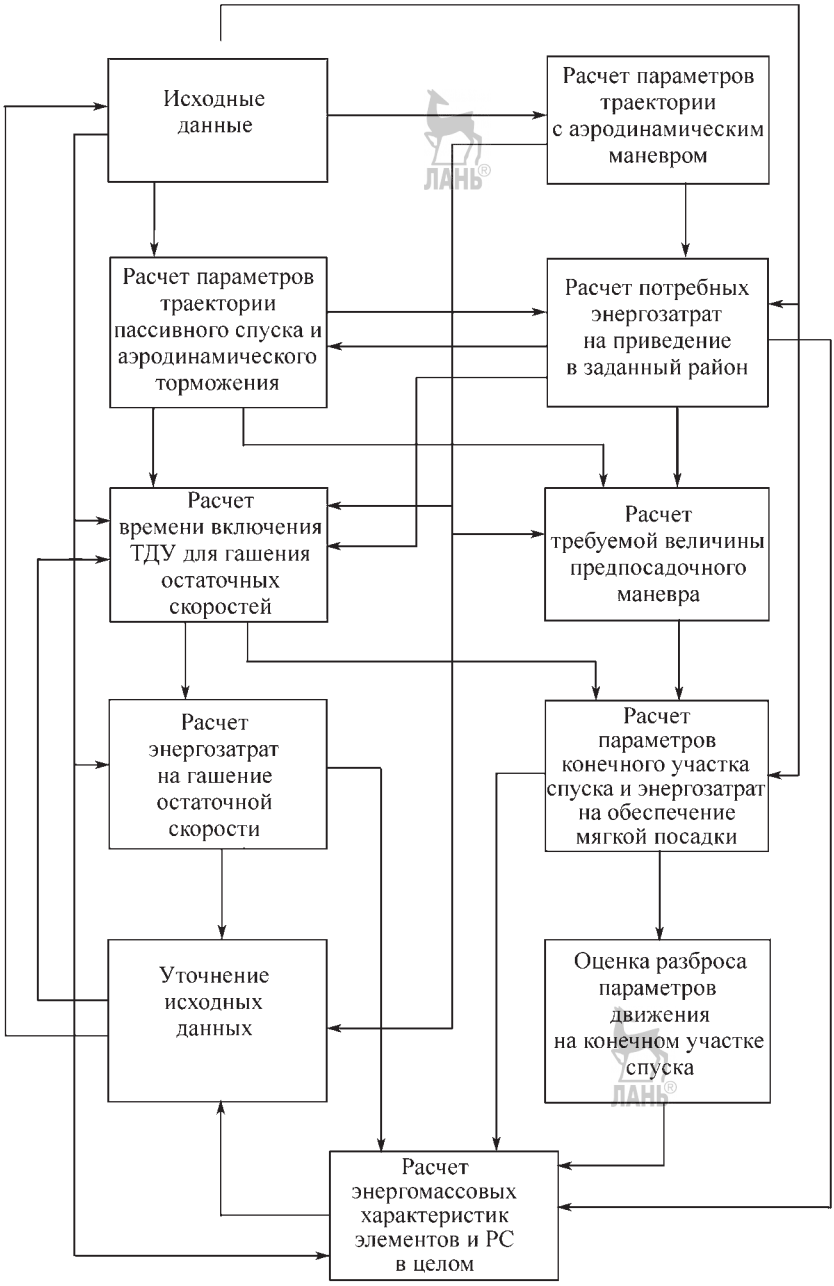


Рис 6.3.2. Принципиальная блок-схема алгоритма расчета характеристик РС

отработавших ступеней в районах, удовлетворяющих предъявляемым требованиям (отсутствие населенных пунктов, хозяйственных и других объектов) при выборе новых трасс пусков (без сокращения количества требуемых РП) может быть использован пространственный маневр на участке работы верхних ступеней. Потери в массе выводимой полезной нагрузки при этом составят до 0,2...0,5 %, а техническая реализа-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ция не вызывает принципиальных затруднений практически для любых РН новой разработки [8, 9].

Проектный расчет энергомассовых характеристик баллистического носителя с многоразовой первой ступенью

При выборе облика и основных проектных характеристик перспективных РН одним из важнейших является этап предварительного (поискового) проектирования, когда рассматривается множество альтернативных вариантов: с разными схемами выведения на орбиты, с одноразовыми и многоразовыми ступенями, различными схемами возвращения и посадки многоразовых ступеней, с различными ограничениями: по размерности блоков ступеней, по тяге двигателей, по перегрузкам на участке выведения и спуска, по районам падения отделяющихся частей и др. При этом возникает необходимость оперативного выполнения расчетов по определению проектно-баллистических параметров и стоимостных характеристик рассматриваемых вариантов РН в целях проведения их сравнительного анализа и выбора предпочтительного варианта, с определением его основных характеристик с достаточной степенью точности. В то же время объем исходной информации на данном этапе бывает, как правило, весьма ограничен, что делает невозможным использование известных классических методов, применяемых для решения частных задач на уровне эскизного проектирования (баллистических расчетов, определения нагрузок, весовых расчетов элементов конструкции и т.п.) и приводит к необходимости разработки методик упрощенного расчета при минимальном объеме исходных данных.

По аналогии с традиционной одноразовой ступенью, массовое уравнение ступени с СУВП может быть записано в виде [8]:

$$M_{0_i} = M_{0_{(i+1)}} + M_{\text{р}ti} + M_{\text{оч}_i},$$

где M_{0_i}, $M_{0_{(i+1)}}$, $M_{\text{р}ti}$ — начальная масса и рабочий запас топлива ступени;

$M_{\text{оч}_i} = M_{0_i}^{\text{одн}} + \Delta M_{\text{сувп}_i} + \Delta M_{\text{м}_i}$ — масса ОЧ i-й ступени;

$M_{0_i}^{\text{одн}} = M_{\text{к}_i} + M_{\text{ду}_i} + M_{\text{су}_i} + M_{\text{ост}_i}$ — масса ОЧ традиционной одноразовой ступени, рассчитанной на ту же заправку топливом, что и многоразовая (включает массу конструкции, ДУ, СУ и измерений и неиспользуемых остатков топлива); $\Delta M_{\text{сувп}_i}$ — увеличение массы многоразовой ступени по сравнению с одноразовой за счет установки дополнительных агрегатов и систем, обеспечивающих ее возвращение и мягкую посадку; $\Delta M_{\text{м}_i}$ — увеличение массы многоразовой ступени по сравнению с одноразовой за счет увеличения массы агрегатов и систем, запасов прочности конструкции с увеличением ресурса и замены элементов одноразового действия на многоразовые.

Дальнейшее определение основных проектных параметров РН с СУВП проводится аналогично типовой одноразовой РН.

6.3.2. МНОГОРАЗОВАЯ КС «ЭНЕРГИЯ»–«БУРАН»

РН «Энергия»

РН сверхтяжелого класса «Энергия» являлась составной частью многоразовой КС «Энергия»–«Буран».

Основные характеристики: стартовая масса ракеты — 2400 т; суммарная тяга маршевых двигателей в момент старта — 3600 т; масса полезного груза, выводимого на низкую орбиту — около 100 т; компоненты топлива на блоках I ступени — жидкий кислород и керосин; компоненты топлива на II ступени — жидкие кислород и водород; общая длина ракеты — 58,8 м, диаметр блоков I ступени — 3,9 м, диаметр блока II ступени — 7,7 м.

Технический и стартовый комплексы, обеспечивающие подготовку и запуск РН «Энергия», расположены на космодроме «Байконур».

В процессе разработки и до начала летных испытаний комплекс «Энергия»–«Буран» имел наименование «многоразовая космическая система «Буран» (многоразовая КС «Буран»). Название «Энергия» ракета получила по предложению академика В.П. Глушко в 1987 г. непосредственно перед ее первым пуском, а наименование «Буран» было дано орбитальному кораблю, также входившему в состав многоразовой КС.

Необходимость создания отечественной многоразовой КС как средства сдерживания потенциального противника была выявлена в ходе аналитических исследований, проведенных в период 1971–1975 гг. Было показано, что США, введя в эксплуатацию свою многоразовую систему «Спейс Шаттл», смогут получить решающее военное преимущество в плане нанесения превентивного ракетно-ядерного

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

удара по жизненно-важным объектам на территории нашей страны.

Первоначально, как и в системе «Шаттл», маршевые двигатели II ступени предполагалось разместить на орбитальном корабле. Однако ряд причин и, в первую очередь, желание иметь РН сверхтяжелого класса как независимую структурную единицу (точка зрения В.П. Глушко), трудности отработки в летных условиях орбитального корабля большой массы из-за отсутствия в то время в стране самолета-носителя необходимой грузоподъемности, привел к выводу о целесообразности реализации классической схемы РН с размещением маршевых двигателей на блоке II ступени.

Работы по созданию многоразовой КС были развернуты после выхода Постановления ЦК КПСС и СМ СССР от 17.02.76 г. № 132-51. Решением Комиссии президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам от 18.12.76 г. № 349 была утверждена кооперация основных соисполнителей. Головным разработчиком было определено НПО «Энергия». Работы велись в соответствии с ТТТ Заказчика — Министерства обороны СССР.

Облик системы в целом, включая РН «Энергия», окончательно сформировался к июню 1979 г.: пакетная схема, в которой четыре боковых ракетных блока I ступени — по проекту многоразовые — расположены вокруг центрального ракетного блока II ступени. Расположение полезного груза — асимметричное. РН собиралась, транспортировалась и запускалась с использованием специального стартово-стыковочного блока.

РН «Энергия» спроектирована как универсальный носитель, предназначавшийся для выведения разнообразных полезных грузов (орбитальных кораблей, любых других крупногабаритных КА большой массы). В последующем рациональность такого подхода была подтверждена на практике: с равным успехом ракета вывела в космос и демонстрационный макет тяжелого КА и орбитальный корабль (рис. 6.3.3). Модульная часть блоков I ступени была унифицирована с модульной частью I ступени РН «Зенит» разработки КБ «Южное».

Создание РН «Энергия» и многоразовой КС «Буран» в целом явилось самой масштабной программой в истории отечественной космонавтики. Кооперация соисполнителей насчитывала 1206 предприятий и организаций из почти 100 министерств и ведомств СССР. Были задействованы крупнейшие научные и производственные центры России, Украины, других республик. Значительные ресурсы были вложены в дооснащение и реконструкцию ведущих заводов, объектов испытательной базы. Годовые объемы выделяемого финансирования на всю программу достигли к 1985 г. 1,3 млрд рублей. Ход выполнения работ находился под постоянным контролем высшего руководства страны.

Залогом успеха стало выполнение в полном объеме детально разработанной программы наземной экспериментальной отработки всех без исключения составных частей системы. Всего по РН «Энергия» изготовлена матчасть и проведены испытания на 232 экспериментальных установках и 30 прочностных сборках.

На пути создания РН, построенной по схеме, существенно отличной от ранее реализованных, стояло множество сложных научных, технических и организационных проблем, решение которых и позволило осуществить пуски РН практически без замечаний. В процессе разработки и реализации были предложены и внедрены многие оригинальные проектно-конструкторские решения.

К наиболее значительным из них относятся:

разработка компоновочной схемы РН, на базе которой возможно построение ряда РН различной грузоподъемности для выведения на орбиту широкого спектра полезных нагрузок, в том числе многоразовых орбитальных кораблей;

создание крупногабаритного кислородно-водородного блока II ступени;

внедрение системы аварийной защиты двигателей, обеспечивающей контроль их работы и возможность выключения аварийного двигателя до его разрушения;

комплекс новых проектно-конструкторских решений по ракетному блоку I ступени, предусматривавших многоразовое его использование;

создание двигателей РД-170 с тягой у Земли 7252 кН (740 тс) с оригинальной конструкцией узла качания, размещаемого на магистрали газогенераторного газа непосредственно перед входом в камеры, благодаря чему удалось добиться наиболее плотной компоновки конструкции двигателя;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

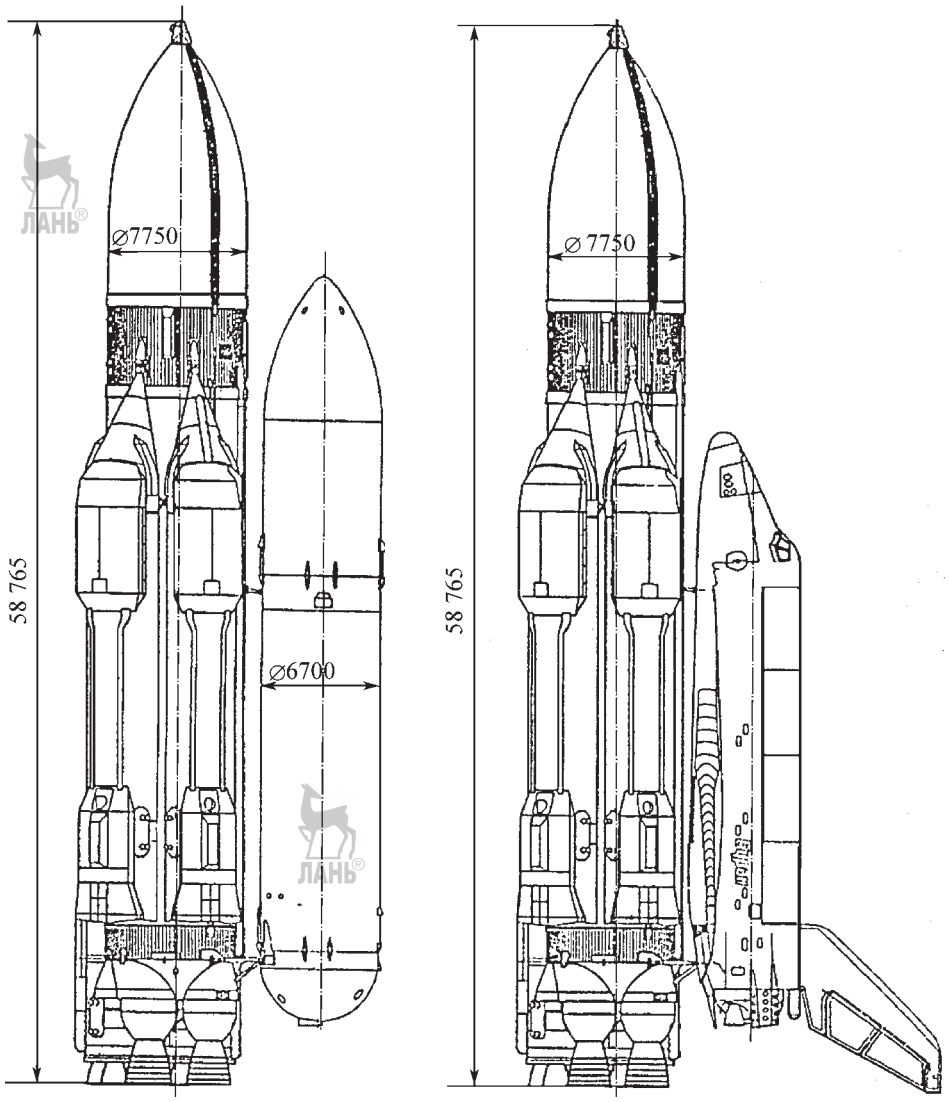


Рис. 6.3.3. РН «Энергия» с двумя вариантами полезной нагрузки: грузовым транспортным контейнером диаметром 6,7 м (*а*) и орбитальным кораблем «Буран» (*б*)

создание двигателей РД-120 — первых отечественных агрегатов такого класса, использующих в качестве горючего жидкий водород с тягой двигателя у Земли — 1441,6 кН (147 тс), в пустоте — 1863 кН (190 тс);

разработка высокоточной системы автономного управления, построенной на базе многопроцессорного цифрового вычислительного комплекса;

разработка системы мощных прецизионных рулевых приводов, развивающих тяговые усилия до 490,35 кН (50 тс) на блоке I ступени, до 323 кН (33 тс) на блоке II ступени и обеспечивающих перемещение с точностью до 1 % от диапазона перемещения;

разработка и внедрение новых конструкционных материалов, обладающих повышенными физико-механическими свойствами, новых теплоизоляционных и теплозащитных покрытий, обеспечивающих необходимые тепловые режимы при экстремальных температурных нагружениях;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

освоение технологии изготовления крупногабаритных вафельных конструкций, технологии изготовления топливных баков большого диаметра с внедрением электронно-лучевой сварки;

решение вопросов транспортирования крупногабаритных элементов конструкции РН специальным самолетом 3М-Т, спроектированным в ОКБ им. В.М. Мясищева;

создание универсального комплекса стенд–старт, обеспечивающего как экспериментальную огневую отработку, так и пуск РН;

создание производственной базы на полигоне, оборудование многоцелевого технического комплекса, создание автоматизированной СУ подготовкой и пуском.

Основные характеристики РН «Энергия»

Количество ракетных ступеней РН	2
Стартовая масса, т	2400
Масса ПГ, выводимого на ОИСЗ, т	100
Топливо на блоках I ступени	жидкий кислород + керосин
Двигатели на блоках I ступени	ЖРД, РД-170
Разработчик двигателей для блоков I ступени	НПО «Энергомаш»
Тяга двигателя I ступени (земная), тс	740
Удельный импульс тяги двигателя I ступени, с	309
Топливо II ступени	жидкий кислород + + жидкий водород
Двигатели II ступени	ЖРД, РД-0120 (11Д122), 4 шт
Разработчик двигателей II ступени	КБХА
Тяга ДУ II ступени в пустоте, тс	4×200
Удельный импульс тяги двигателя II ступени в пустоте, с	464
Габаритные размеры:	
длина ракеты, мм	59 000
диаметр блоков I ступени, мм	3900
диаметр II ступени	7700
максимальный поперечный размер, мм	16 000

Первый пуск РН «Энергия» осуществлен 15 мая 1987 г. В качестве полезного груза использован демонстрационный макет КА, названного «Полюс». Летные испытания РН подтвердили правильность принятых схемных и конструктивных решений, достаточность и эффективность проведенного большого объема наземной экспериментальной отработки, автономных и комплексных испытаний РН, наземных комплексов и их составных частей.

Второй пуск РН «Энергия», на этот раз с орбитальным кораблем «Буран», был успешно осуществлен 15 ноября 1988 г. и прошел без замечаний.

6.3.3. МТКС «СПЕЙС ШАТТЛ»

Описание и основные характеристики

Многоразовая транспортная космическая система (*МТКС*) предназначена для доставки на орбиты высотой 200...500 км экипажа и грузов различного назначения, проведения на орбите различных исследований, обслуживания КА, доставки на землю результатов проводимых на КА исследований и самих КА, а также возвращения работающих на КА (станциях) специалистов. На рис. 6.3.4 изображена МТКС «Спейс Шаттл».

Основные характеристики МТКС

Стартовая масса, т	2040
Стартовая тяга двигателей, МН	28,2
Место старта	Космический центр им. Кеннеди (28,5 град. с.ш., 83 град. в.д.)
Место посадки орбитального корабля	Космический центр им. Кеннеди, база Ванденберг
Наклонение рабочих орбит, °	28,5...57
Масса полезного груза на круговой орбите высотой 204 км, наклонением 28,5°, т	28,8
Масса полезного груза на орбите КС (высота — 407 км, наклонение — 51,6°), т	18,3
Масса возвращаемого полезного груза, т	до 14,5
Экипаж, чел.	до 7
Стоимость пуска, млн долл.	450...750

МТКС состоит из пилотируемого орбитального корабля многократного использования, подвесного топливного отсека и двух твердотопливных ускорителей. Орбитальный корабль является носителем полезного груза и экипажа. В подвесной топливный отсек заправляется кислородно-водородное топливо, расходуемое на участке выведения через маршевые ЖРД, расположенные на орбитальном корабле. Твердотопливные ускорители работают совместно с ЖРД орбитального корабля на I ступени участка выведения. Их тяга передается на подвесной топливный отсек в верхнем поясе силовых связей. На II ступени

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис 6.3.4. Многоразовая транспортная космическая система «Спейс Шаттл»

этого участка работают только маршевые двигатели орбитального корабля. Управление полетом на участке выведения осуществляется отклонением вектора тяги маршевых двигателей и двигателей твердотопливных ускорителей.

После завершения работы твердотопливных ускорителей они отделяются от МТКС и уводятся с помощью вспомогательных твердотопливных двигателей разделения и, после полета по баллистической траектории, приводняются в океане с помощью ПС. После этого

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

корпуса твердотопливных ускорителей доставляются на берег для проведения восстановительных работ и повторного использования. Маршевые двигатели продолжают работу на участке II ступени, сообщая всей системе скорость, близкую к орбитальной. Подвесной топливный отсек отделяется незадолго до выхода на орбиту и падает в океан, разрушаясь при входе в плотные слои атмосферы. Недостающую для выведения на замкнутую орбиту часть скорости орбитальный корабль приобретает за счет тяги установленных на нем двигателей орбитального маневрирования.

При отказах ряда элементов системы на участке выведения предусмотрена возможность безаварийного прекращения полета, предполагающая надежное и безопасное отделение орбитального корабля от остальных частей МТКС с возможностью его последующей посадки на посадочную полосу вместе с экипажем и полезным грузом.

В зависимости от времени проявления отказа на участке выведения предусматриваются режимы безаварийного прекращения полета с маневром возврата на основных двигателях и посадкой на основной, либо на расположенные по трассе полета запасные аэродромы, или, если для этого набрана достаточная скорость с выходом на орбиту (одновитковую либо безопасную орбиту ожидания) с последующей посадкой на аэродром.

При этом в целом ряде аварийных ситуаций, связанных с разрушением основной конструкции, потерей тяги или управления вектором тяги двух или более маршевых двигателей либо повреждением теплозащиты орбитального корабля, потерей управления вектором тяги твердотопливных ускорителей по двум или больше одинаковым осям, отказам в системе разделения элементов МТКС и т.п., безаварийное прекращение полета невозможно и спасение экипажа не предусматривается.

Каждый из твердотопливных ускорителей состоит из двигателя, переднего и заднего отсеков, аппаратуры систем разделения и спасения, СУ вектором тяги. Регулирование тяги двигателя (уменьшение примерно на одну треть к 55-й с полета в целях снижения перегрузки и максимального скоростного напора) достигается профилированием заряда.

Управление вектором тяги обеспечивается за счет отклонения сопла в двух плоскостях на максимальный угол несколько больше семи градусов.

Секционная конструкция корпуса ускорителя обеспечивает максимальное удобство при его изготовлении, транспортировке и обслуживании. Две поперечные расчалки и скользящий в осевом направлении узел крепления на хвостовом шпангоуте образуют нижнюю силовую связь между твердотопливным ускорителем и подвесным топливным отсеком.

Лямки вытяжного, стабилизирующего и основного парашютов системы спасения ускорителя прикрепляются к переднему узлу связи между твердотопливным ускорителем и подвесным топливным отсеком. Через этот узел происходит передача тяги с твердотопливного ускорителя на подвесной топливный отсек.

Разделение передних и задних связей твердотопливных ускорителей осуществляется с помощью пиротехнических устройств. Восемь РДТТ системы разделения на каждом твердотопливном ускорителе (четыре впереди и четыре сзади) отделяют твердотопливный ускоритель от подвесного отсека.

В передней секции имеется отсек для размещения электронной аппаратуры и спасательного оборудования, а также четыре РДТТ системы разделения.

Основные характеристики твердотопливных ускорителей:

Длина, м	45,46
Диаметр, м	3,77
Стартовая масса, т	590
Масса топлива, т	502
Масса конструкции, т	88
Тяга двигателя, МН	11,79
Удельный импульс (в пустоте), с	267,3

Подвесной топливный отсек является центральным конструктивно-силовым элементом МТКС, связывающим в единую систему все его элементы. Он предназначен для размещения компонентов топлива (жидкого кислорода и водорода) двигателей II ступени (маршевых двигателей орбитального корабля). Размещение двигателей, а также всех основных агрегатов топливной системы (клапанов, исключая дренажные, и органов управления) позволило сделать их многоразовыми. Подвесной топливный отсек состоит из бака жидкого кислорода, бака жидкого водорода, межбакового отсека, носового конуса на баке жидкого кислорода, силовых элементов подвески орбитального корабля и твердотопливных ускорителей, магистралей и арматуры подсистем маршевой ДУ с элементами крепления, разделя-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

тельных колодок связей топливного отсека с орбитальным кораблем и наземными системами, кабельной сети электропитания. Оба бака и межбаковый отсек изготовлены из алюминиевых сплавов.

Бак жидкого кислорода состоит из оживальной оболочки, цилиндрической оболочки и эллипсоидного днища, сваренных между собой через кольцевые шпангоуты. Бак не имеет других внутренних силовых элементов.

Бак жидкого водорода имеет монококовую конструкцию и состоит из трех больших и одной малой цилиндрических секций и верхнего и нижнего днищ, свариваемых между собой через основные силовые шпангоуты. Днища свариваются из 12 сегментов, цилиндрические секции — 8 сегментов. В оболочке цилиндрических секций выфрезерованы стрингеры совместно с 14 промежуточными крепящимися к ним шпангоутами, обеспечивающие восприятие действующих на бак внешних нагрузок.

Силовая конструкция межбакового отсека включает вафельную оболочку, один основной силовой шпангоут, несколько промежуточных шпангоутов, четыре лонжерона в районе подвески твердотопливных ускорителей (по два на каждый узел) и внешний продольный силовой набор. Межбаковый отсек стыкуется с баками жидкого кислорода и жидкого водорода торцевыми шпангоутами с помощью болтовых соединений. Подвеска орбитального корабля к подвесному топливному отсеку осуществляется через один передний узел в районе стыковки межбакового отсека с баком водорода и двух задних узлов, расположенных на малой цилиндрической секции этого бака. Каждый из твердотопливных ускорителей имеет один передний узел подвески в центральной части межбакового отсека и два задних узла в районе нижнего шпангоута бака водорода.

Весь подвесной топливный отсек покрыт наружной тепловой защитой из материалов двух типов: пенопластовой теплоизоляцией и абляционной теплозащитой (в местах воздействия высоких температур). Тепловая защита обеспечивает снижение теплопритоков к компонентам топлива, защиту конструкции от воздействия высоких температур (в зонах торможения потока, интерференции, воздействия нагрева от струй двигателей) и предотвращает сжижение воздуха на стенках водородного бака и образование льда на внешних поверхностях подвесного топливного отсека.

Трубопроводы жидкого водорода имеют вакуумную рубашку, а магистрали жидкого кислорода — пенопластовую изоляцию.

На топливных баках установлено по одному дренажно-предохранительному клапану. На подвесном топливном отсеке имеется три разделительных пневмогидравлических колодки: пневмоколодка на межбаковом отсеке используется для связи с наземными комплексами в период предпусковых операций, а две разделительные колодки в нижней части подвесного топливного отсека и хвостового отсека орбитального корабля используются для связи с системами окислителя и горючего МДУ.

На всех магистралях, проходящих через колодки, имеются разделительные клапаны по обе стороны разделительной колодки с пневматическим и механическим (дублирующим) приводами, обеспечивающими закрытие клапанов перед отделением подвесного топливного отсека.

Предстартовый наддув баков осуществляется гелием с Земли, основной наддув — подогретыми парами основных компонентов, отбираемых от двигателей. Газы наддува подаются через расположенные в баках распылители. Профилированные заборные устройства с воронкогасителями обеспечивают минимальные остатки компонентов в баках. Во время стоянки на стартовой позиции после заправки баков осуществляется циркуляция компонентов топлива: окислителя — по основной магистрали подачи и антигейзерной магистрали, размещенной на подвесном топливном отсеке, горючего — по основной магистрали подачи на подвесном топливном отсеке через разделительную колодку, по основной магистрали в хвостовом отсеке орбитального корабля и по магистрали циркуляции обратно в бак водорода (принудительная циркуляция насосом с электроприводом, расположенным на борту орбитального корабля).

На борту орбитального корабля установлена пассивная система подавления продольных колебаний в магистрали подачи жидкого кислорода. Для гашения колебаний кислорода в баке при стоянке и в процессе его опорожнения в нем расположен блок демпфирующих перегородок.

В обоих баках расположены блоки датчиков уровня систем заправки и синхронизации опорожнения баков.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Основные характеристики топливных баков:

Длина, м 47
Диаметр, м 8,4
Стартовая масса, т 748
Масса топлива, т 721
Масса конструкции, т 27

Орбитальный корабль предназначен для создания необходимых условий, обеспечивающих жизнедеятельность и работу экипажа и специалистов, функционирование полезного груза и МД II ступени на участках выведения, орбитального полета и возвращения.

В кабине орбитального корабля могут размещаться и работать семь человек. Полезный груз, выводимый на орбиту массой до 29,5 т, размещается в отсеке полезного груза длиной 18,3 м и диаметром 4,57 м.

Корабль представляет собой самолет–низкоплан, выполненный по схеме «бесхвостка». Конструкция корпуса корабля изготавливается из алюминиевого сплава. Для защиты от высоких температур , возникающих при торможении в атмосфере, конструкция защищена сложной системой теплозащитных покрытий. Передние кромки крыла и носовая часть фюзеляжа защищены композиционным материалом углерод–углерод, выдерживающим температуру торможения 1650 °С. Нижнюю поверхность крыла защищают плитки с рабочей температурой 1260 °С, изготовленные из вспененного волокна аморфного кварца размером 152×152 мм толщиной от 25 до 90 мм. Остальные части корпуса защищаются менее температуростойкой изоляцией (плитками большего размера и гибкими войлочными «одеялами»). Плитки крепятся к обшивке через войлочную подложку, компенсирующую разницу температурных деформаций.

В передней части фюзеляжа расположена герметичная кабина экипажа и передний модуль исполнительных органов системы реактивного управления. Средняя часть занята в основном грузовым отсеком.

Три маршевых двигателя размещаются в хвостовом отсеке корабля. Здесь же в двух специальных внешних гондолах размещаются ДУ системы орбитального маневрирования, обеспечивающие тягу для вывода орбитального корабля на орбиту, для межорбитальных переходов, сближения и возврата на землю. В тех же самых гондолах, а также в переднем модуле в носовой части размещены двигатели реактивного управления, обеспечивающие управление во время орбитального полета и прецизионные изменения скорости.

ДУ *системы орбитального маневрирования* (*СОМ*) состоит из двух двигателей тягой по 27 кН, работающих на тетраоксиде азота и монометилгидразине, основных топливных баков, обеспечивающих размещение 11250 кг компонентов, и гелиевой системы наддува топливных баков. Номинальное значение характеристической скорости, обеспечиваемой этим запасом топлива, — 305 м/с. При размещении в орбитальном корабле дополнительных топливных емкостей может быть обеспечена дополнительная характеристическая скорость — 457 м/с.

ДУ реактивной СУ состоит из 38 основных и 6 верньерных двигателей тягой, соответственно, по 3,9 и 0,11 кН, работающих на тех же компонентах топлива, что и ДУ СОМ. Максимальный запас топлива реактивной СУ — около 2000 кг.

Система электропитания орбитального корабля состоит из основной энергоустановки на базе трех кислородно-водородных топливных элементов и вспомогательного источника электропитания, состоящего из трех аккумуляторных никель-кадмиевых батарей. Система электропитания обеспечивает потребности как собственно орбитального корабля, так и обслуживающих систем полезного груза. В систему хранения криогенных компонентов входят баки жидкого кислорода и жидкого водорода. Для длительного полета (до 16...20 суток) в грузовом отсеке могут быть установлены дополнительные емкости. Система обеспечивает нагрузку 14 кВт в длительном режиме и 24 кВт — в пиковом.

Гидравлическая система предназначена для питания гидроприводов аэродинамических органов управления, стоек шасси, тормозов и т.п. Гидросистема троирована (имеет три вспомогательные силовые установки мощностью по 103 кВт и три магистрали с независимыми приводами).

Система обеспечения жизнедеятельности предназначена для поддержания нормального состава и давления атмосферы в кабине экипажа, обеспечения его едой, водой и гигиеническими средствами, обеспечения температурного режима и сброса тепла через радиаторы и испарители.

Комплексная система навигации, наведения и управления предназначена для управле-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ния МТКС на участке выведения, в том числе при выполнении маневров возврата в аварийных ситуациях, и орбитальным кораблем на всех стадиях его автономного полета.

Система связи и слежения предназначена для обеспечения сближения с другими космическими объектами, связи со спутниками, обеспечения работы систем посадки, связи с Землей и полезной нагрузкой.

Грузовой отсек корабля снабжен манипулятором, обеспечивающим работу с полезным грузом.

Основные характеристики орбитального корабля:

Длина, м 37,24
Размах крыла, м 23,79
Высота по килю, м 17,3
Стартовая масса, т . . . . . ~122,54
Масса конструкции, т . . . . . ~68,5...71,8
Количество МД 3
Тяга МД (одного), тс:
земная 1,862
пустотная 2,218
Удельный импульс тяги МД (в пустоте), с . . 452

МТКС «Спейс Шаттл» — первая попытка создания многократно используемой РКС. При ее реализации удалось:

впервые решить проблему возвращения с орбиты крупногабаритных тяжелых объектов различного назначения;

обеспечить возможность бокового маневра при спуске орбитального корабля для удобства его посадки на ограниченное количество аэродромов;

реализовать идею многократного использования конструкции и систем КА и частично элементов I и II ступеней РН;

решить задачу создания более комфортных, чем на пилотируемых КА, предшествующих разработок, условий жизнедеятельности экипажа.

В связи с тем, что получение перечисленных выше свойств оказалось возможным только за счет более чем трехкратного снижения эффективности системы как средства выведения полезных грузов по сравнению с одноразовыми РН, при ее создании предполагалось, что она будет экономически эффективной при условии проведения не менее тридцати пусков в год и низком уровне эксплуатационных расходов. При этом система должна была выполнять свое основное назначение — обеспечивать значительный грузопоток крупногабаритных грузов с орбиты на Землю.

Ни одно из этих условий выполнено не было. Реально за более чем двадцатилетний срок эксплуатации только однажды было осуществлено девять пусков в год. При этом потребности в сколь-нибудь значительном грузопотоке с орбиты на Землю не возникало. В то же время не были реализованы надежды на снижение эксплуатационных расходов. В частности, многоразовые маршевые двигатели орбитального корабля потребовали частого и продолжительного обслуживания и ремонта, ни один из них не был использован с расчетным ресурсом 27 000 с работы или 55 полетов. В этих условиях при использовании в качестве средства выведения система оказалась неконкурентоспособной с одноразовыми средствами. С другой стороны, принятая структура построения комплекса не позволяла использовать его в качестве одноразовой РН. В связи с этим США вынуждены были начать создание нового поколения одноразовых средств выведения (Дельта-4, Атлас-5).

Другая проблема, выявившаяся в процессе эксплуатации МТКС, связана с недостаточным уровнем безопасности экипажа. Это было продемонстрировано двумя катастрофами, приведшими к гибели четырнадцати человек и объясняется следующими причинами:

отсутствием средств спасения экипажа в аварийных ситуациях;

размещением орбитального корабля и экипажа в непосредственной близости от двигательных отсеков и топливных емкостей, существенно затрудняющим организацию средств спасения;

чувствительностью теплозащитного покрытия конструкции корабля к механическим воздействиям в процессе эксплуатации, в сочетании с его размещением в хвостовой части МТКС, где вероятность такого воздействия увеличивается.

В конце 2005 г. руководство НАСА приняло решение о разработке нового орбитального корабля и прекращении полетов МТКС «Спейс Шаттл» с 2010 г.

6.3.4. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МНОГОРАЗОВЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Для создания МТКС, экономически более эффективной по отношению к одноразовой системе, необходимо реализовать такие технические решения, которые обеспечат соответст-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

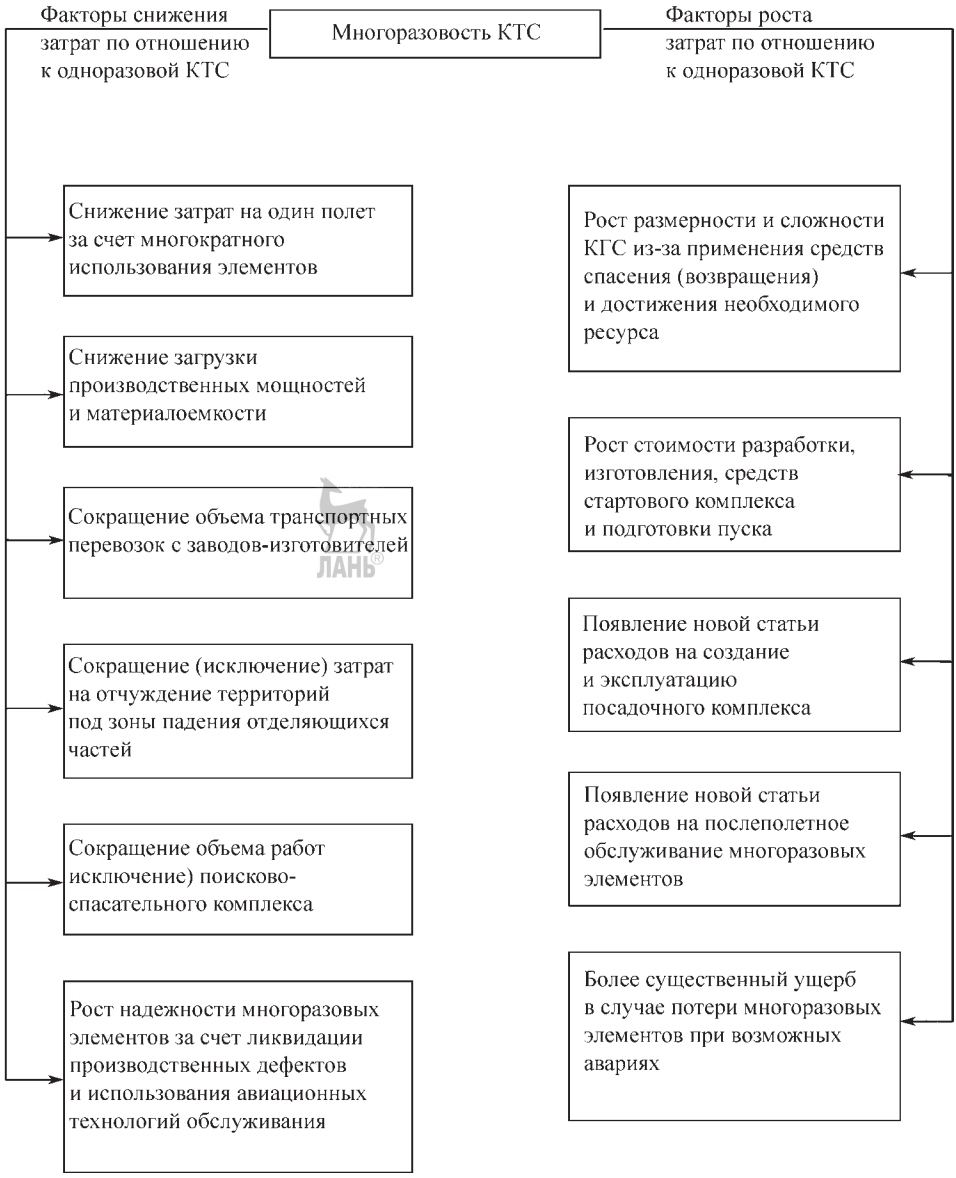


Рис. 6.3.5. Противоречивые факторы, определяющие экономическую эффективность МТКС

вующий компромисс между противоречивыми факторами, показанными на рис. 6.3.5.

Комплексные исследования показывают, что такой компромисс возможен путем внедрения рациональных подходов к проектированию и созданию МТКС с оптимизацией доли многоразовых элементов в составе системы в зависимости от технического уровня разработки (степени внедрения и уровня совершенства новых технологий, элементной базы и т.д.).

Среди весьма разнообразных аспектов эксплуатации *космической транспортной системы* (*КТС*) можно выделить три ключевых — экономика, надежность, экология, по которым ниже рассмотрены основные показатели и сформулированы общие требования применительно к перспективным МТКС.

Экономика. Основным показателем экономичности эксплуатации КТС является удельная стоимость выведения на орбиту единицы массы полезного груза $C_{уд}$. Исследования показывают, что при использовании МКТС возможно снижение $C_{уд}$ по отношению к уровню традиционных одноразовых РН:

– в 1,5...2 раза при использовании частично многоразовых МКТС с оптимальной долей многоразовых элементов, созданных на базе лучших технологий одноразовых РН, систем типа «Спейс Шаттл», «Энергия»–«Буран» и технологий ближней перспективы;

– в 3...5 раз при использовании полностью многоразовых МКТС, созданных на основе перспективных технологий высокого уровня.

Надежность. Основными показателями надежности КТС являются вероятность выполнения задачи полета и вероятность спасения многоразовой матчасти в аварийных ситуациях (сохранность). Высокая надежность является основой обеспечения безопасности экипажа пилотируемых комплексов.

Уровень надежности проявляется в экономике выполнения программы полетов КТС через величину материального ущерба, нанесенного аварийными пусками. Расчеты показывают, что при недостаточно высокой надежности МТКС доля ущерба от возможных аварий может составить до 40...50 % полной стоимости жизненного цикла системы.

Стоимость жизненного цикла КТС включает затраты на создание, складывающиеся из стоимости разработки, изготовления многоразовой матчасти и стоимости наземного комплекса, и затраты на эксплуатацию, складывающиеся из всех составляющих стоимости планируемых транспортных операций, включая изготовление одноразовой матчасти.

Величина ущерба включает затраты на расследование причин аварии и проведение соответствующих мероприятий по повышению надежности, а также затраты на повторный запуск потерянных полезных грузов и возмещение потерянных многоразовых и одноразовых элементов.

Таким образом требование высокой надежности перспективной МТКС имеет важнейшее значение не только с точки зрения выполнения планируемых операций, но и с точки зрения экономики всей космической программы.

Оценки показали, что в отношении перспективной МТКС необходимо предъявить требование повышения ее надежности и безопасности не менее чем в 5 раз по сравнению с уровнем традиционных одноразовых КТС.

Экология. Проблема воздействия КТС на окружающую среду, прежде всего, касается пусков РН, которые приводят к отчуждению и загрязнению районов падения отделяющихся частей РН, в том числе из-за пролива остатков токсичных компонентов ракетных топлив, засорению околоземного космического пространства фрагментами конструкций и др.

В частности, для России и Казахстана с внутриконтинентальным расположением космодромов особо остро стоит вопрос о сокращении площади земель, используемых под районы падения, и уменьшении их загрязнения.

Основная опасность засорения космоса связана с длительным пребыванием объектов на орбитах, отделением от них штатных элементов в процессе функционирования, непреднамеренными взрывами.

Основные экологические требования к перспективной МТКС состоят в следующем:

– исключение падения отработавших элементов конструкции на трассах пусков (ликвидация районов падения);

– применение нетоксичных компонентов топлива;

– выведение КА на орбиты без сопутствующих фрагментов отработавших конструкций.

Применение МТКС в перспективных космических программах предполагается для решения двух основных задач:

– выведения, в том числе группового, на опорные и рабочие орбиты КА различного назначения;

– выполнения операций транспортно-технического обслуживания (ТТО).

При операциях ТТО осуществляются:

– доставка на орбиту к пилотируемым и автоматическим КА запасных частей, топлива, сырьевых и расходных материалов, технологического оборудования;

– замена на орбите отдельных блоков и модулей КА, в том числе для профилактических целей, а также в интересах дооснащения и расширения возможностей КА;

– возвращение различных грузов с орбиты на Землю, в том числе КА в целом;

– осуществление настройки и регулировки бортовой аппаратуры КА;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

– доставка персонала на борт КА и его возвращение на Землю;

– проведение натурных космических экспериментов и исследований;

сборка на орбите крупногабаритных конструкций и комплексов различного назначения.

Из характера операций ТТО вытекает необходимость наличия в составе МТКС *орбитального транспортного корабля* (*ОТК*), оснащенного *бортовым комплексом обслуживания полезных грузов* (*БКО ПГ*) в составе (полном или частичном) систем:

– стыковки;

– крепления ПГ;

– развертывания и возвращения ПГ, включающей дистанционный манипулятор, устройства для схода и причаливания ПГ и др.;

– обеспечения внекорабельной деятельности экипажа, включающей шлюзовую камеру, скафандры, *средства перемещения космонавтов* (*СПК*) и др.

По принципам построения МТКС различаются:

– типом *старта* — *вертикальный* (*ВС*), *горизонтальный* (*ГС*);

– числом ступеней — двухступенчатые, одноступенчатые;

– многоразовостью — частично многоразовые, полностью многоразовые;

– типом *посадки* — *горизонтальная* (*ГП*), *вертикальная* (*ВП*);

– типом маршевых двигательных установок — ЖРД, *жидковоздушные ракетные двигатели* (*ЖВРД*), *гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели* (*ГПВРД*) и др. (их комбинации).

С учетом предъявленного к МТКС экологического требования ликвидации районов падения по трассам пусков существуют следующие варианты построения ступеней МТКС.

Для I ступени предполагается возможность использования:

I_1 — *ракетного самолета-ускорителя* (*РСУ*) для систем вертикального старта;

I_2 — *дозвукового самолета-носителя* (*ДСН*) для систем горизонтального старта;

I_3 — *сверх-* или *гиперзвукового самолета-разгонщика* (*ССР*, *ГСР*) для систем горизонтального старта.

Самолетная схема ускорителя I ступени МТКС рассматривается по той причине, что в этой схеме ускоритель, после отделения на активном участке, может осуществить возврат в район старта при любых азимутах пуска, исключая тем самым не только необходимость районов падения по всем трассам, но и каких-либо вспомогательных посадочных площадок, которые потребовались бы, например, для ускорителей с парашютно-реактивной или ракетодинамической системами спасения.

II (орбитальная) ступень или одноступенчатый носитель могут быть построены в вариантах:

II_1 — одноразового ракетного *блока выведения* (*БВ*), который может нести контейнер (обтекатель) полезного груза или ОТК;

II_2 — частично многоразового БВ со спасаемым приборно-агрегатным отсеком, который может нести контейнер (обтекатель) полезного груза или ОТК;

II_3 — частично многоразовой ступени, состоящей из одноразового *подвесного топливного отсека* (*ПТО*) и *многоразового орбитального корабля* (*МОК*), включающего маршевые ДУ и выполняющего роль ОТК;

II_4 — полностью многоразового ракетного *разгонно-орбитального корабля с горизонтальной посадкой* (*РОК-ГП*), выполняющего на орбите функции ОТК;

II_5 — полностью многоразового ракетного *разгонно-орбитального корабля с вертикальной посадкой* (*РОК-ВП*), выполняющего на орбите функции ОТК;

II_6 — полностью многоразового *воздушно-космического самолета* (*ВКС*), оснащенного комбинированной двигательной установкой, использующей кислород атмосферы в качестве окислителя. На орбите ВКС может выполнять функции ОТК.

Основной задачей обоснования перспективной МТКС является выбор рациональной конструктивно-компоновочной схемы и оптимальных проектных параметров системы с учетом необходимого технологического уровня. Решение этой задачи является предметом системного проектирования, которое представляет собой сложный процесс с множеством последовательных приближений.

В России ряд этапов системного проектирования МТКС выполнен в рамках программы ОРЕЛ, проводимой с 1993 г. по заказу Российского космического агентства предприятиями ракетно-космической и авиационной промышленности.

Базовые концепции МТКС вертикального и горизонтального старта, рассмотренные по программе ОРЕЛ, представлены на рис. 6.3.6:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

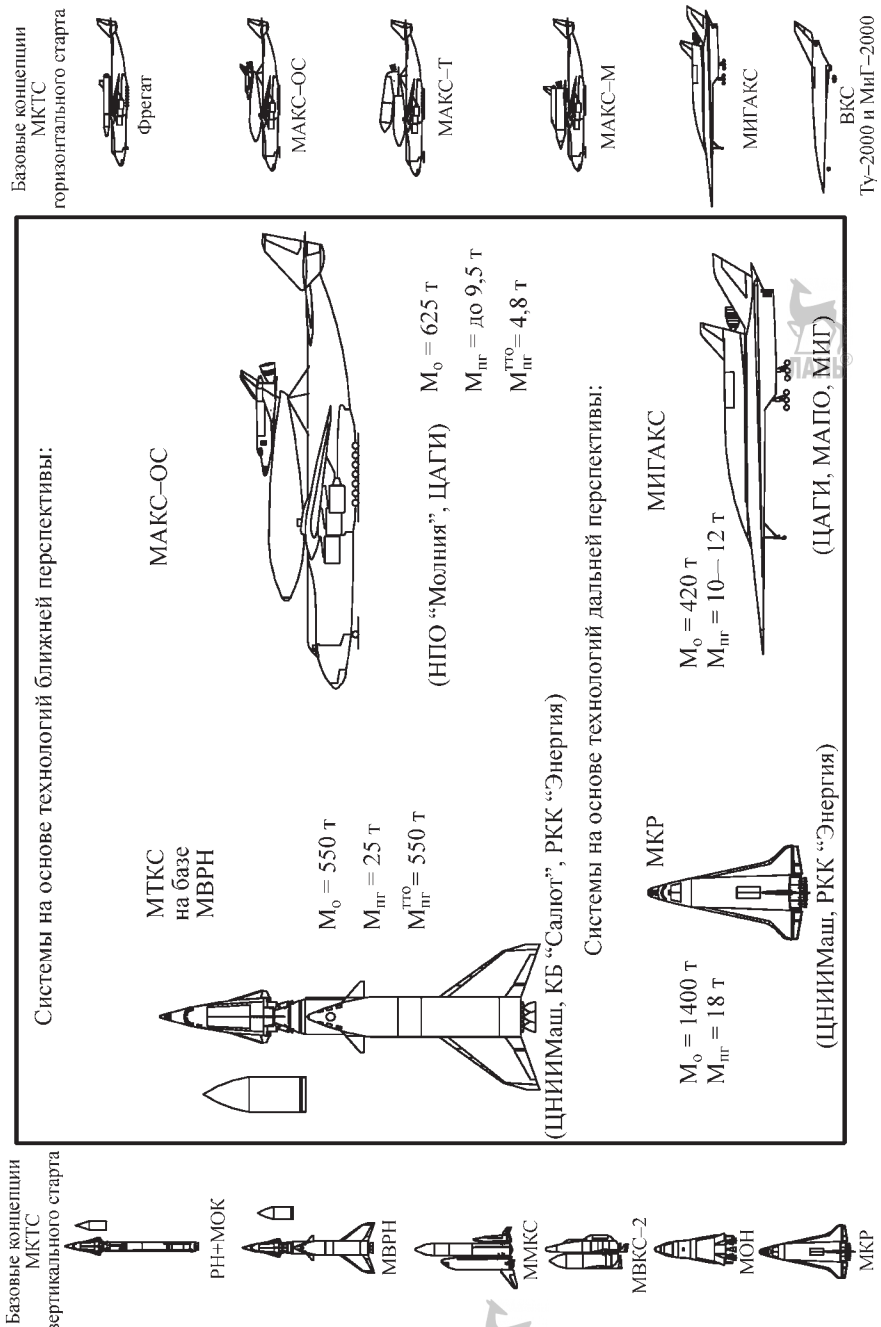


Рис. 6.3.6. Базовые и рекомендованные концепции МТКС

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1) вертикального старта:

РН + МОК — система на базе традиционной одноразовой РН, включенная в анализ в качестве эталонного варианта для сравнения;

МВРН — двухступенчатая многоразовая всеазимутальная РН, построенная по схеме I_1 + + II_1 (проработки ЦНИИмаш, РКК «Энергия», КБ «Салют» ГКНПЦ им. Хруничева, НПО Машиностроения);

ММКС — двухступенчатая многоразовая многоцелевая КС, построенная по схеме I_1 + + II_3 (проработки ЦНИИмаш, РКК «Энергия»);

МВКС-2 — двухступенчатая многоразовая воздушно-космическая система, построенная по схеме I_1 + II_4 (проработка РКК «Энергия»);

МОН — многоразовый одноступенчатый носитель, построенный по схеме II_5 (проработки РКК «Энергия», КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева);

МКР — одноступенчатый многоразовый космический ракетоплан, построенный по схеме II_4 (проработки ЦНИИмаш, РКК «Энергия»);

2) горизонтального старта:

ФРЕГАТ — носитель, построенный по схеме I_2 + II_1 (проработка КБ им. Макеева);

МАКС-ОС — двухступенчатая многоцелевая авиационно-космическая система с орбитальным самолетом, построенная по схеме I_2 + II_3 (проработка НПО «Молния»);

МАКС-Т — двухступенчатая многоцелевая авиационно-космическая система с транспортным контейнером, построенная по схеме I_2 + II_1 (проработка НПО «Молния»);

МАКС-М — двухступенчатая многоцелевая авиационно-космическая система, построенная по схеме I_2 + II_4 (проработка НПО «Молния»);

МИГАКС — двухступенчатая авиационно-космическая система с ГСР, построенная по схеме I_2 + II_6 (проработка МАПО «МиГ» им. Микояна);

ВКС — одноступенчатый воздушно-космический самолет, построенный по схеме II_6 (проработка АНТК им. Туполева).

По результатам проведенных системных и технологических исследований рекомендованы для дальнейших проработок и анализа (см. рис. 6.3.6 в центре) два варианта МКТС на базе технологий ближней перспективы (МВРН и МАКС-ОС) и два варианта на базе технологий дальней перспективы (МКР и МИГАКС).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Кобелев В.Н., Милованов А.Г., Волхонский А.Е.** Введение в аэрокосмическую технику. М.: МГАТУ, 1994.

2. **Многоразовый** орбитальный корабль «Буран». Под редакцией члена-корреспондента РАН Ю.П. Семенова и докторов технических наук Г.Е. Лозино-Лозинского, В.Л. Лапыгина и В.А. Тимченко. М.: Машиностроение, 1995.

3. **Пономарев А.Н.** Пилотируемые космические корабли. Воениздат МО СССР. М.: 1968.

4. **Транспортная** космическая система // Итоги науки и техники. Ракетостроение. Том 7. Сер. Ракетостроение. М.: АН СССР. Ин-т научн. информации (ВИНИТИ), 1976.

5. **Транспортная** космическая система // Итоги науки и техники. Ракетостроение. Том 8 . Сер. Ракетостроение. М.: АН СССР. Ин-т научн. информации (ВИНИТИ). 1978.

6. **Труды** Первой международной авиакосмической конференции «Человек–земля–космос». Москва 28.09–2.10.92 г. М.: 1994, 1995.

7. **Шунейко И.И.** Крылатые космические корабли // Итоги науки и техники. Ракетостроение, 1963–1965 гг. Сер. Машиностроение. М.: АН СССР. Ин-т науч. информации (ВИНИТИ). 1966.

8. **Шатров Я.Т.** Исследование проблемы выбора трасс пусков и сокращения зон отчуждения для перспективных систем выведения с учетом факторов безопасности и экономичности: дис. ... канд. наук. ЦНИИМаш, 1980.

9. **Шатров Я.Т., Компаниец Э.П., Кучма Л.Д., Подолинный А.М.** Исследование путей сокращения размеров районов падения отделяющихся частей ракет. М.: Машиностроение, 1990.

Глава 6.4

РАЗГОННЫЕ БЛОКИ

6.4.1. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ ТИПА ДМ

Разгонный блок Д разработан и создан для комплекса Н1-Л3, предназначавшегося для реализации пилотируемой лунной программы в СССР. В составе этого комплекса блок Д должен был обеспечивать переход с траектории полета Земля–Луна на орбиту искусственного спутника Луны и торможение для перехода лунного посадочного корабля с орбиты ИСЛ на траекторию посадки на Луну перед его прилунением.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В 1967 г. блок Д (изделие 11С824) комплекса Н1-Л3 был адаптирован в качестве разгонного блока к РН «Протон». Первоначально он применялся в космическом комплексе Л-1 (рис. 6.4.1), предназначенном для обеспечения облета Луны кораблем 7К-Л1, позднее применен для разгона с орбиты ИСЗ автоматических КС к Марсу. Применение блока Д (изделие 11С824) в составе РН «Протон» началось с успешного пуска 10.03.67 г. корабля 7К-Л1.

В середине 1970-х гг. появилось большое количество задач, решение которых могло обеспечиваться автоматическими КА, находящимися на геостационарной и других высокоэнергетических орбитах.

Для решения этих задач на базе разгонного блока 11С824 были разработаны новые модификации разгонных блоков, получившие общее название — разгонные блоки типа ДМ.

Уникальные функциональные возможности блоков типа ДМ, обеспечившие его широкое применение в течение многих лет, в значительной степени были предопределены его «лунной» родословной. Технические решения, которые закладывались при создании каждого элемента пилотируемого космического комплекса для высадки человека на Луну, предусматривали значительные резервы по всем характеристикам, обуславливающим их надежность и в первую очередь безопасность экипажа при многосуточном космическом полете.

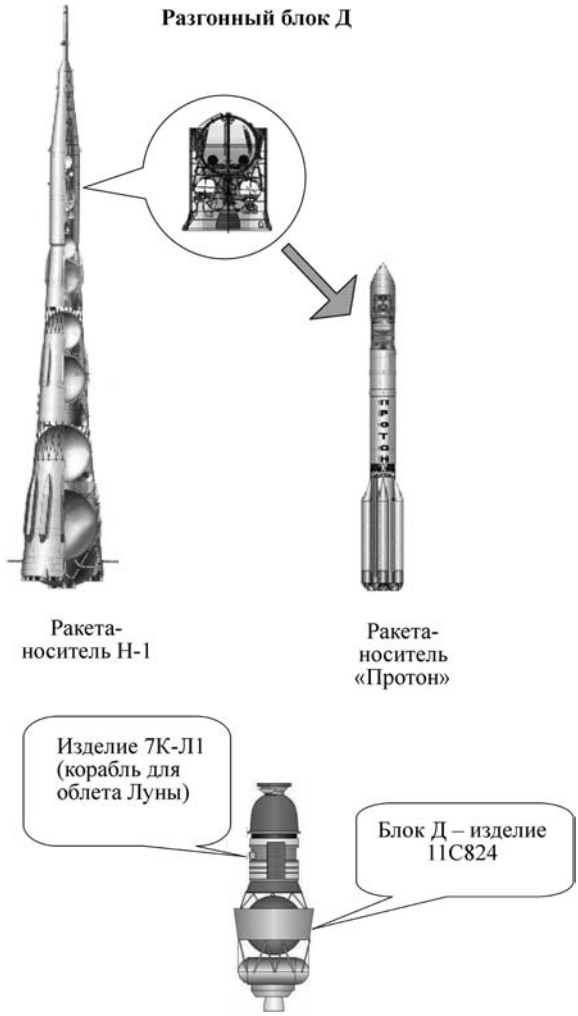


Рис. 6.4.1 Космический комплекс Л-1

Именно эти резервы в сочетании с внедрением новых технологий позволили повышать энергетические возможности разгонного блока без снижения его надежности при реализации более коротких по времени полета и количеству включений двигателя программ выведения.

Основными особенностями разгонных блоков типа ДМ, определяющими их функциональные возможности, явились:

– применение экологически чистых компонентов топлива;

– возможность многократного включения маршевого двигателя блока в полете в условиях невесомости, позволяющая формировать оптимальные схемы выведения КА;

– высокая тяговооруженность орбитального блока, обеспечивающая минимальное время доставки полезных нагрузок на целевые орбиты;

– высокая точность выведения полезных нагрузок на заданные орбиты, которая обеспечивалась, в том числе, возможностью компенсации ошибок выведения РН «Протон» путем коррекции полетного задания СУ разгонного блока с Земли по радиоканалу;

– возможность передачи ТМИ на Землю в течение всего полета, в том числе при нахо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ждении вне зоны видимости НИП — через спутник ретранслятор;

– высокая надежность, подтвержденная большим количеством успешных пусков.

Благодаря этим возможностям разгонного блока РКК на базе РН «Протон» и различных модификаций блоков типа ДМ в течение более тридцати лет является основным средством выведения тяжелых полезных нагрузок на высокоэнергетические орбиты.

В общей сложности для решения задач по федеральной программе были созданы шесть модификаций разгонных блоков для РН «Протон», получившие общее наименование — блоки типа ДМ: 11С824М, 11С86, 11С824Ф, 11С861, 11С861-01 и 17С40 (рис. 6.4.2).

Первая модификация семейства разгонных блоков типа ДМ (изделие 11С86), предназначенная для выведения полезных нагрузок на геостационарную орбиту с использованием РН «Протон», обеспечивала выведение на эту орбиту массу до 2 т. В дальнейшем за счет облегчения конструкции и применения синтетического углеводородного горючего «синтин» на блоках 11С861 и 11С861-01 энергетические возможности последовательно повышались, что позволило увеличить массу полезных нагрузок, выводимых на геостационарную орбиту. В итоге принятые мероприятия позволили блоку 11С861-01 с использованием РН «Протон-К» обеспечивать выведение на геостационарную орбиту полезных нагрузок массой до 2,6 т при использовании горючего «синтин» (рис. 6.4.3).

Располагаемые характеристики блока 11С861-01 с РН «Протон-К» позволили на его базе в середине 90-х гг. разработать четыре новые модификации разгонных блоков, адаптированных для выведения коммерческих зарубежных КА — ДМ1, ДМ2, ДМ3 и ДМ4. В период 1996–2002 гг. на заданные орбиты было выведено 28 коммерческих полезных нагрузок.

Приобретенный опыт, полученный при разработке и эксплуатации коммерческих блоков в составе РН «Протон-К», был использован при создании еще одной модификации разгонного блока для коммерческого применения — ДМ-SL. Эта модификация предназначена для использования в составе РН «Зенит-3SL», запускаемой с плавучего космодрома «Морской старт». Ведется разработка блока ДМ-SLБ в составе РН «Зенит-3SLБ» для запуска полезных нагрузок с космодрома «Байконур».

Одновременно с созданием коммерческих модификаций разгонных блоков в РКК «Энергия» завершены работы по созданию новой модификации разгонного блока 11С861-03, предназначенного для использования в составе более мощной РН «Протон-М». Энергетические характеристики блока 11С861-03 повышены за счет большего количества заправляемого топлива. Для этого за счет вставок был увеличен объем топливных баков для заправки дополнительных четырех тонн топлива.

Разгонный блок типа ДМ (рис. 6.4.4) состоит из:

базового модуля;

приборного отсека, включающего корпус приборного отсека с размещенной в нем аппаратурой бортовых систем и переходную ферму крепления приборного отсека;

среднего и нижнего переходных отсеков связи блока с РН и ГО, включающих системы разделения и транзитные, переходные элементы электрических и пневмогидравлических коммуникаций.

Базовый модуль состоит из верхнего и нижнего полублоков. Верхний полублок имеет в своем составе бак окислителя, верхний переходный отсек, элементы ПГСП, бортовые элементы системы контроля заправки бака окислителя и блок подачи окислителя. Нижний полублок имеет в своем составе бак горючего, маршевый двигатель 11Д58М, элементы ПГСП, две ДУ СОЗ 11Д79, фермы крепления маршевого двигателя и бака горючего, донную защиту, аппаратуру СУ и измерений.

Основным силовым элементом конструкции разгонного блока является верхний переходный отсек базового модуля, по верхнему торцевому шпангоуту которого базовый модуль стыкуется со средним переходным отсеком и фермой крепления приборного отсека. К этому же шпангоуту крепится стеклопластиковая ферма подвески бака окислителя (бак О). Внешняя поверхность бака О, стержни фермы его крепления, входные и выходные магистрали закрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией.

К нижнему торцевому шпангоуту верхнего переходного отсека крепится двухконтурная ферма подвески бака горючего и маршевого двигателя. Бак горючего (бак Г) торовой фор-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

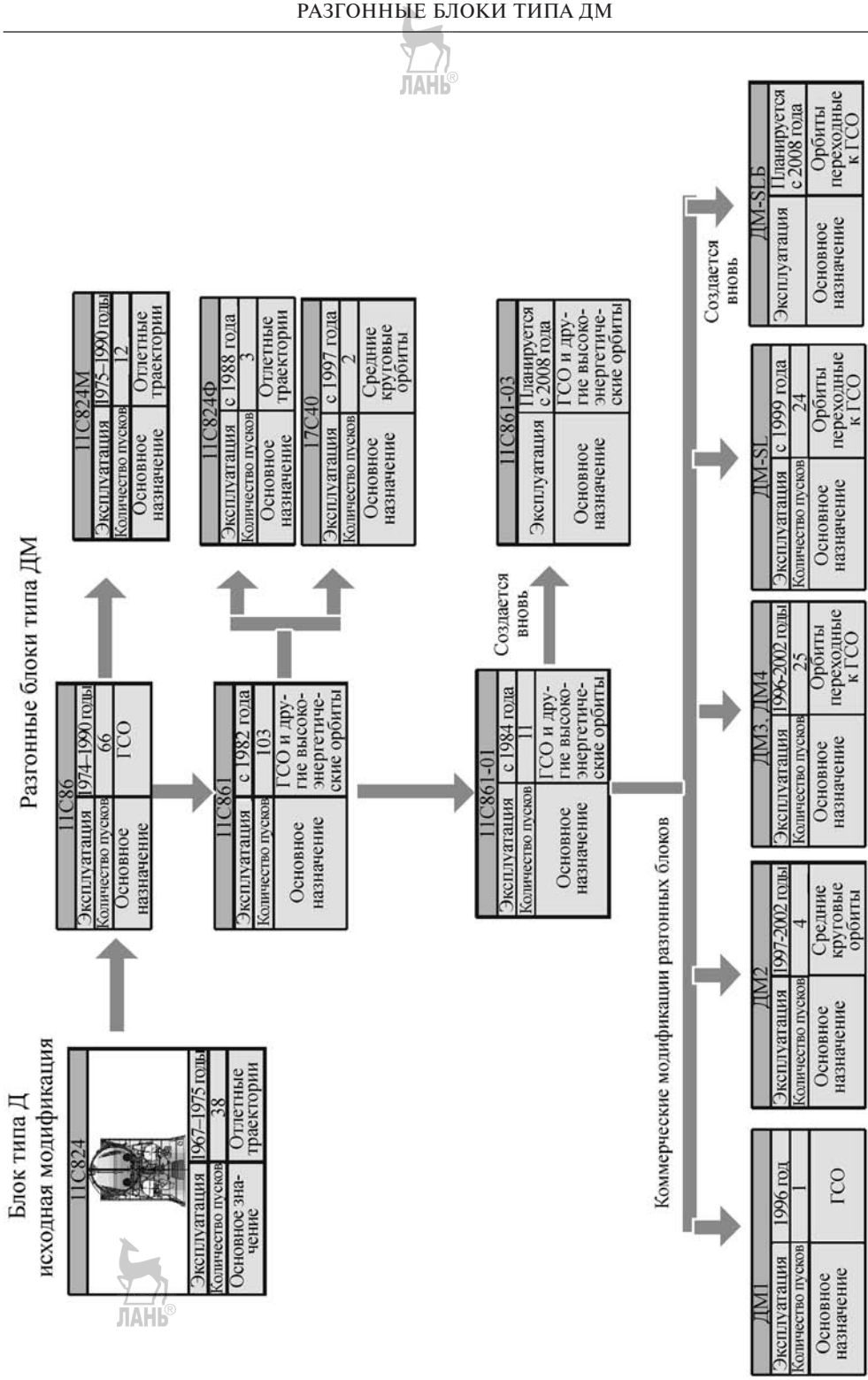


Рис. 6.4.2. Модификации разгонных блоков

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

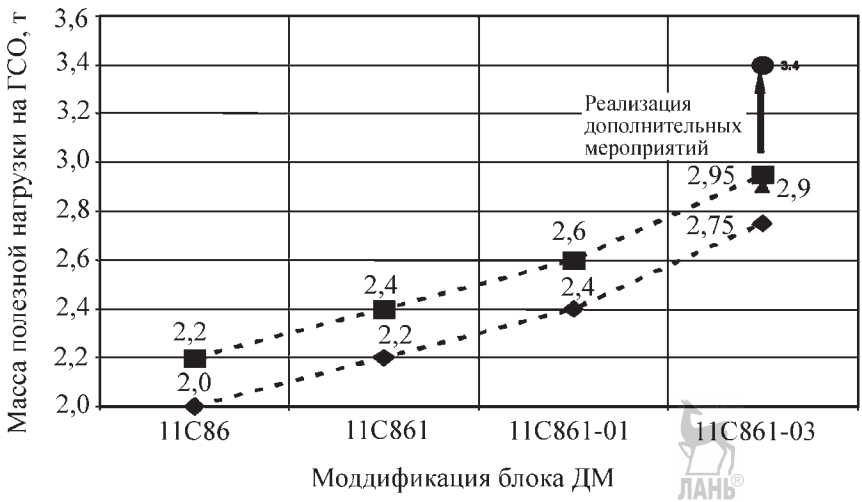


Рис. 6.4.3 Совершенствование энергомассовых характеристик блока ДМ в составе РН «Протон»: ◆ — «Протон-К», горючее РГ-1; □ — «Протон-К», горючее синтин; △ — «Протон-М» исходная конфигурация РБ 11С861-03 с использованием горючего РГ-1; ● — «Протон-М» при внедрении дополнительных мероприятий по совершенствованию энергетических характеристик

мы размещен в нижней части базового модуля и закреплен на внешнем контуре стержней двухконтурной фермы с дополнительным креплением по внутреннему контуру.

На нижнем днище бака горючего установлены две ДУ СОЗ 11Д79, обеспечивающие ориентацию и стабилизацию блока на участке автономного полета, создание продольной перегрузки для обеспечения запуска маршевого двигателя.

Разгонный блок включает в свой состав два отделяемых в полете переходных отсека: средний и нижний, стыкуемый с РН. Средний и нижний переходные отсеки являются силовым каркасом РБ, а также обеспечивают защиту от аэродинамического воздействия на участке выведения. После выхода на опорную орбиту по стыку среднего и нижнего переходных отсеков производится отделение РБ от РН, при этом нижний переходный отсек остается на РН. Средний переходный отсек сбрасывается после отделения блока от РН.

Основные технические характеристики РБ типа ДМ

Масса полностью собранного блока, кг . . 3 370
Геометрические характеристики блока:
максимальная длина, мм 6 280
диаметр по среднему переходному отсеку, мм 3 700
диаметр по стыку с носителем, мм 4 100
Характеристики маршевой двигательной установки:
индекс двигателя 11Д58М
тяга двигателя в пустоте на номинальном режиме, Н 83 113
компоненты топлива:
окислитель . . . . . Жидкий кислород
горючее . . . . . Нафтил (синтин)
количество включений в полете . . . . . до 3
Заправляемый запас компонентов топлива, кг. 14 940
Характеристики ДУ СОЗ:
индекс двигателя 11Д79
тяга двигателей, Н:
по крену и тангажу. 49
по рысканию 98
осевая перегрузка 24,5
компоненты топлива:
окислитель . . . . . Азотный тетроксид ингибированный
горючее . . . . . Несимметричный диметилгидразин
максимальная масса заправляемого топлива двух ДУ СОЗ, кг. 114

Всего функционировало 296 блоков, в том числе:

– успешные пуски — 263;
– отказы РБ в полете — 10;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

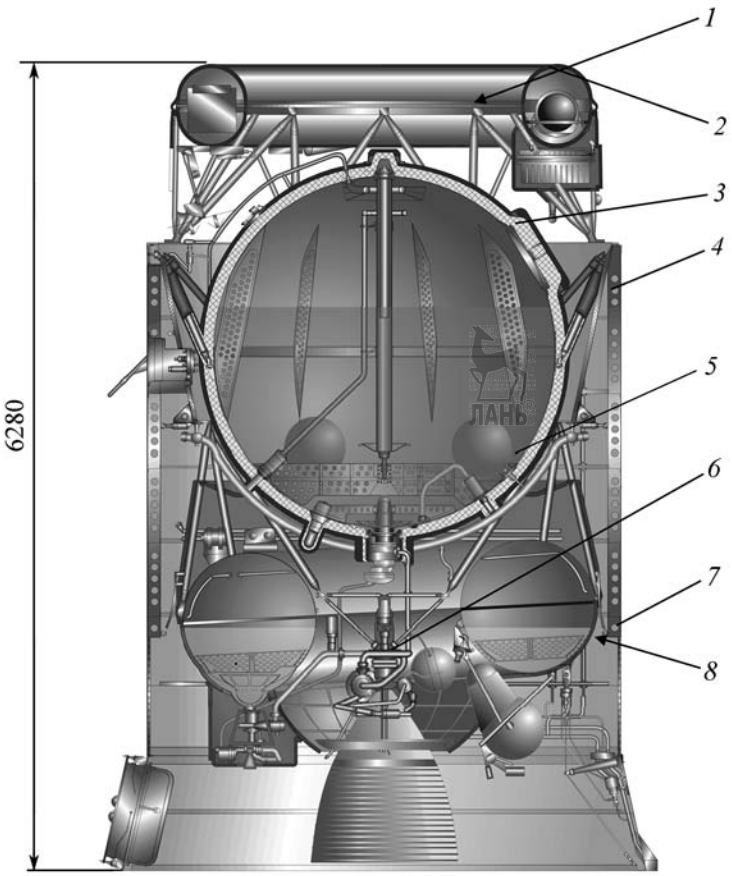


Рис. 6.4.4. Разгонный блок типа ДМ:
1 — плоскость стыка РБ и КА; *2* — приборный отсек; *3* — бак «О»; *4* — средний переходный отсек; *5* — бак «Г»; *6* — маршевый двигатель; *7* — нижний переходный отсек; *8* — плоскость стыка РБ и РН

– РБ не функционировали в автономном полете из-за отказа РН — 20.

Распределение количества функционировавших в полете блоков типа Д и ДМ по годам приведено на рис. 6.4.5.

6.4.2. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ ТИПА «БРИЗ»

Разгонный блок «Бриз-КМ»

РБ (рис. 6.4.6) в составе космической головной части РКН «Рокот» служит для довыведения одиночной или групповой полезной нагрузки, формирования целевой орбиты и поддержания заданной ориентации ПН во время полета по орбите и в процессе отделения.

РБ включает: *отсек топливный* (*ОТ*), *отсек приборный герметичный* (*ОПГ*) и *отсек промежуточный* (*ОП*).

ОТ предназначен для размещения компонентов топлива, ДУ, агрегатов пневмогидросистем наддува и питания, а также приборов и датчиков телеметрического контроля.

ДУ РБ включает маршевый двигатель с системой рулевых приводов и двигатели коррекции и стабилизации. Маршевый двигатель использует компоненты топлива: НДМГ и АТ. Двигатели коррекции и стабилизации имеют вытеснительную систему подачи и питаются

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рис. 6.4.5. Распределение количества функционировавших в полете РБ типа Д и ДМ по годам по состоянию на октябрь 2007 г.

от отдельных *баков высокого давления* (*БВД*). Компонентами топлива для них являются: НДМГ и АТИН.

В ОПГ размещены: СУ, приборы систем телеметрического контроля, траекторных измерений и электропитания. На верхнее плоское днище приборного отсека, с помощью переходной системы, устанавливается полезная нагрузка — один или несколько КА.

ОП предназначен для стыковки КГЧ с блоком ускорителей и обеспечения электрических связей с БУ и ТПК, представляет собой трехслойную конструкцию из углепластиковых панелей с сотовым заполнителем.

Верхним шпангоутом отсек стыкуется с ОПГ пирозамками системы отделения РБ, нижним шпангоутом — к блоку ускорителей с помощью болтов.

Разделение происходит с помощью двух тормозных РДТТ II ступени, уводящих отсек промежуточный вместе с отработавшей II ступенью.

Основные характеристики РБ «Бриз-КМ»

Геометрические характеристики, мм:
- длина РБ 2595
- максимальный поперечный размер . . . 2620
- максимальный диаметр по стыку с переходной системой КА 2038

Компоненты топлива . . . . . АТ+НДМГ
Масса заправляемого топлива, кг . . . . до 4965
ДУ:
Двигательная установка:
1) маршевый двигатель:
- – тяга в пустоте, кН 19,6
- – число включений в полете. . . . . до 8

2) двигатели малой тяги:
- – тяга, Н/количество. . . . . 392/4 и 13,33/12

Продолжительность выведения до отделения КА, ч . . . . . До 7

РБ «Бриз-М»

РБ обеспечивает выведение совместно с РН на высокоэнергетические орбиты (высококруговые и высокоэллиптические, включая геопереходные и геостационарную), а также на отлетные траектории КА военного, народнохозяйственного, научного, социально-экономического назначения и по коммерческим программам.

РБ позволяет проведение как одиночных, так и групповых запусков КА с разведением их при необходимости.

При совместном использовании с РН «Протон-М» РБ «Бриз-М» обеспечивает выведение на ГСО полезную нагрузку массой до 3,2 т.

В процессе выведения КА РБ «Бриз-М» обеспечивает:

создание заданных импульсов тяги и управление орбитальным блоком, его ориентацию и стабилизацию на всех этапах выведения КА;

доразгон орбитального блока с незамкнутой орбиты на опорную орбиту;

заданную точность стабилизации орбитального блока в соответствии с циклограммой полета;

закрутку орбитального блока вокруг продольной оси с угловой скоростью перед отделением КА (при необходимости) с последующим восстановлением ориентации РБ;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

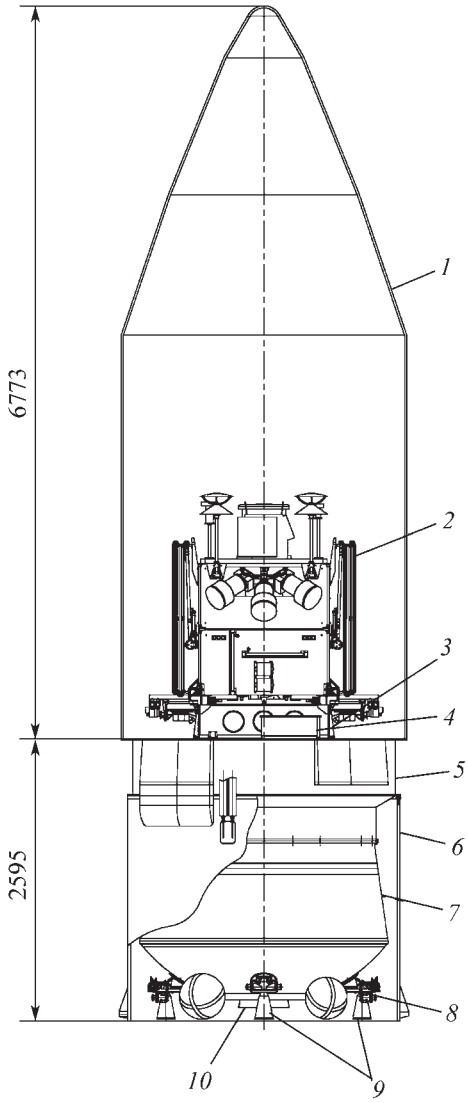


Рис. 6.4.6. Разгонный блок «Бриз-КМ» в составе КГЧ РКН «Рокот»:
1 — головной обтекатель; *2* — КА; *3* — переходная система; *4* — бортовая батарея; *5* — отсек приборный герметичный; *6* — отсек промежуточный; *7* — отсек топливный; *8* — двигатели стабилизации (12 шт.); *9* — двигатели коррекции импульса (4 шт.); *10* — маршевый двигатель РБ

возможность выполнения программных разворотов, а также закрутку орбитального блока вокруг продольной или одной из поперечных осей РБ на участках свободного полета РБ;

увод РБ с целевой орбиты КА.

Основными составными частями РБ «Бриз-М» (рис. 6.4.7) являются:

центральный блок, включающий *центральный топливный бак* (*ЦТБ*) с ДУ и *приборный отсек* (*ПО*), с установленной в нем аппаратурой бортовых систем;

дополнительный топливный бак (*ДТБ*);

нижняя проставка, обеспечивающая сопряжение РБ с РН и установку головного обтекателя.

Центральный ТБ выполнен в виде отсека конической формы с промежуточным днищем, разделяющим баки О и Г. Внутри баков размещены элементы ПГС, а также перегородки для демпфирования колебаний жидкости.

Для установки маршевого двигателя РБ, нижнее днище бака Г центрального блока сделано комбинированным, с нишей ДУ. На нижнем днище также размещены блоки двигателей малой тяги, шаробаллоны для наддува и другие элементы ПГС. На конической обечайке ЦТБ установлены магистрали СОТР. Для обеспечения тепловых режимов поверхность конической обечайки и нижнего днища ЦТБ покрыта *экранно-вакуумной теплоизоляцией* (*ЭВТИ*). В зоне нижнего шпангоута ниши размещено теплозащитное покрытие. В целях обеспечения теплового режима маршевого двигателя в паузах между включениями на РБ устанавливается теплозащитная крышка с механизмом открытия и закрытия.

Над центральным ТБ расположен приборный отсек РБ. Конструктивно отсек выполнен в виде обратного усеченного конуса. Внутри отсека расположена рама, на которой установлена бортовая аппаратура СУ, бортового измерительного комплекса, а также системы обеспечения теплового режима. К верхнему шпангоуту приборного отсека стыкуется переходная система.

Дополнительный ТБ расположен вокруг центрального блока и сбрасывается в полете после его опорожнения. ДТБ выполнен в виде тороидального отсека с цилиндрическими наружной и внутренней обечайками. Внутри отсек разделен промежуточным днищем на две полости, образующие баки О и Г.

ДТБ представляет собой несущий силовой элемент конструкции, передающий нагрузки от РН к приборному отсеку РБ. В силовую схему включены: верхняя и нижняя проставки ДТБ, диагональная распорная диафрагма внутри бака О, а также наружная (вафельной конструкции) обшивка бака Г. Гидравли-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

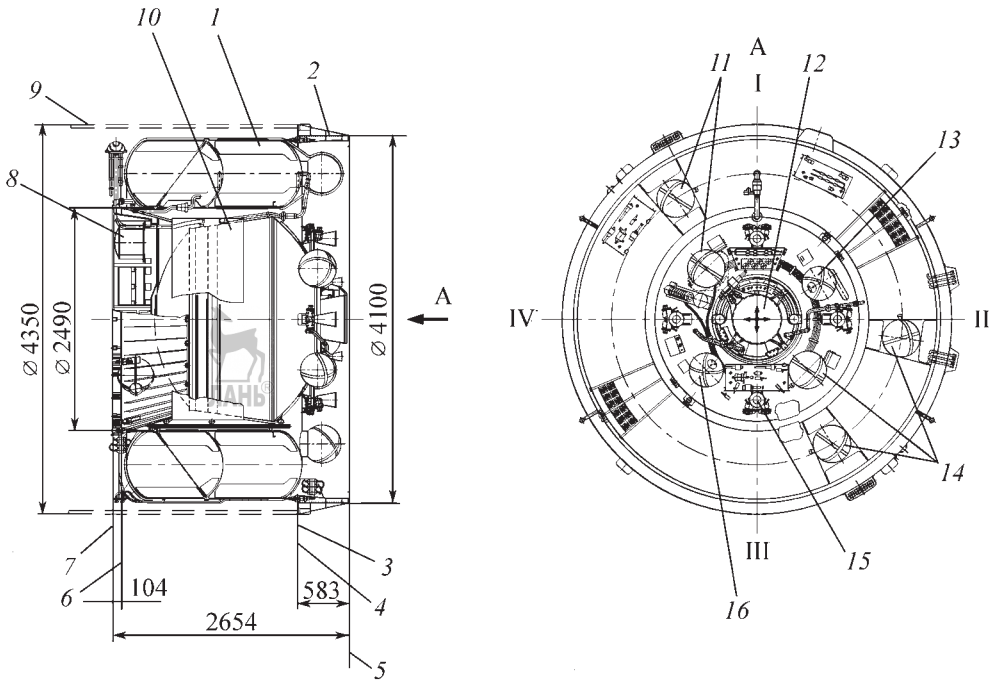


Рис. 6.4.7. Общий вид РБ «Бриз-М»:

1 — ДТБ; *2* — нижняя проставка; *3* — плоскость отделения головного обтекателя; *4* — плоскость отделения РБ от РН; *5* — плоскость технологического стыка РБ и ПС; *8* — приборный отсек; *9* — головной обтекатель; *10* — центральный топливный бак; *11*, *14* — шаробаллоны наддува; *12* — маршевый двигатель; *13*, *16* — бак высокого давления; *15* — блок двигателя малой тяги (4 шт.)

ческая связь ДТБ с баками топливного отсека центрального блока осуществляется через магистрали перелива, на которых устанавливаются пиротехнические узлы разделения и обратные клапаны.

Крепление и разделение ДТБ с ЦБ обеспечивается пирозамками, расположенными в районе верхнего шпангоута приборного отсека. Сброс ДТБ (после выработки из него компонентов топлива) обеспечивается пружинными толкателями по направляющим и роликовым опорам.

В целях обеспечения тепловых режимов компонентов топлива в полете внешняя поверхность ДТБ покрыта ЭВТИ.

Нижняя проставка РБ используется как переходной элемент между РБ и РН, а также между РБ и ГО. Проставка имеет кронштейны для установки пневмотолкателей ГО, а также люк для стыковки с воздуховодами системы термостатирования на СК. Разделение РБ с РН в полете обеспечивается пирозамками, установленными в плоскости стыка нижней проставки с ДТБ, а также тормозными РДТТ ускорителя III ступени РН.

ДУ РБ «Бриз-М» включает в себя: маршевый ЖРД 14Д30 (до 8-ми включений в полете), двигатели коррекции импульсов 11Д458 (4 шт.) и двигатели ориентации и стабилизации 17Д58Э (12 шт.).

Основные характеристики РБ «Бриз-М»

Геометрические характеристики, мм:
- длина РБ 2654
- максимальный диаметр 4 100
- диаметр по стыку с переходной системой КА 2 490

Компоненты топлива . . . . . АТ + НДМГ

Масса заправляемого топлива, кг: . . . . до 19 800

в том числе:
- в центральный блок 5200
- в дополнительный топливный бак . . . . . до 14 600

ДУ:

маршевый двигатель:
- тяга в пустоте, кН (тс) 2,016 (19,77)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

количество включений в полете . . . . . до 8
двигатели малой тяги:
тяга, кН (кгс), количество. . . . . 0,392 (40)/4
и 0,0133 (1,36)/12
Продолжительность выведения
до отделения КА, ч . . . . . до 10

6.4.3. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ ТИПА «ФРЕГАТ»

В 1991 г. НПО им. С.А. Лавочкина по техническому заданию Российского космического агентства РФ и МО РФ приступило к созданию универсального РБ «Фрегат» для модернизируемых РН типа Р-7А. Одновременно было показано, что разрабатываемый РБ может быть использован не только в составе РН типа Р-7А, но и составе типа РН «Зенит» и «Протон», причем использование блока на названных РН позволит существенно увеличить массы выводимых КА и расширить круг задач, решаемых средствами выведения.

В целях сокращения сроков и стоимости создания РБ «Фрегат» в условиях крайне ограниченного финансирования, а также обеспечения высокой надежности блока с самого начала его летной эксплуатации в составе РБ были использованы уже существующие блоки и агрегаты, которые, как правило, прошли летные испытания в составе КА, РБ и боевых РК.

В создании РБ «Фрегат» приняли участие КБ химического машиностроения им. А.М. Исаева (маршевый двигатель и двигатели малой тяги), Научно-производственный центр автоматического приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина (СУ), Ижевский радиозавод (телеметрическая система), Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (системы радиоконтроля орбиты), ОКБ «Орион-ХИТ (химические батареи), ОКБ «Вымпел» (технический комплекс на космодроме).

РБ «Фрегат» обеспечивает решение следующих задач:

– перевод одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую или на отлетную траекторию;

– разведение КА по рабочим орбитам в случае группового запуска;

– перевод головного блока в составе РБ + + КА с незамкнутой траектории на опорную орбиту (операция довыведение);

– стабилизация головного блока на пассивных и активных участках полета;

– формирование и выдача команд на сброс головного обтекателя, отделение головного блока от РН, отделение КА;

– построение необходимой ориентации на пассивных участках полета и перед отделением КА, а также, в случае необходимости, закрутку КА;

– увод РБ с орбиты выведения КА.

ДУ многократного запуска позволяет блоку реализовывать различные выведение КА оптимальным образом, а также разведение КА по рабочим орбитам в случае их группового запуска.

Автономная СУ разгонным блоком решает навигационные задачи, начиная со старта РН, что обеспечивает высокую точность выведения КА на рабочие орбиты, практически независимо от точности выведения РН. В бортовом компьютере заложены алгоритмы управления, позволяющие РБ преодолевать ряд возможных нештатных ситуаций, которые могут возникнуть в процессе полета.

Наличие ДУ ориентации, стабилизации и обеспечения запуска позволяет сохранять требуемую ориентацию КА перед отделением от РБ, а также на пассивных участках, что имеет важное значение для поддержания теплового режима КА в процессе выведения.

Для увеличения массы заправляемого топлива на РБ могут устанавливаться дополнительные топливные емкости.

Основные характеристики РБ «Фрегат»

Конечная масса, кг 910/935/960
Габаритные размеры, мм:
высота. 1550
диаметр (описанный) 3350
Максимальный статический момент
на верхний стык РБ, т×м 15,7
Маршевая двигательная установка
Компоненты топлива:
окислитель . . . . . азотный тетраоксид
горючее . . . . . несимметричный
диметилгидразин
Рабочий запас топлива,
максимальный, кг 5300/5650/6350
Тяга маршевого двигателя, кН. . . . . ~19,6
Удельный импульс двигателя, с 331
Максимальное число включений
двигателя 20
ДУ стабилизации, ориентации
и обеспечения запуска
Топливо . . . . . Гидразин
Рабочий запас топлива,
максимальный, кг. 42

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Количество двигателей 12
Тяга двигателей, Н 49
Удельный импульс двигателей, с 225

Конструктивную основу РБ «Фрегат» составляет блок баков маршевой ДУ, состоящий из шести сваренных между собой сферических обечаек одинакового диаметра. Четыре сферы используются в качестве топливных баков, два бака горючего и два бака окислителя, две сферы — в качестве приборных контейнеров: один герметичный, в котором расположена СУ, второй негерметичный. Через топливные баки проходит по одной, а через приборные контейнеры по две силовые штанги, которые играют роль переходной фермы от РН к КА. Баки окислителя и горючего разделены между собой триметаллическими перегородками (рис. 6.4.8).

Снаружи поверхность РБ, за исключением крышек приборных контейнеров, закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией. Крышки приборных контейнеров одновременно являются радиаторами-излучателями.

Для управления РБ по каналам курса и тангажа на активных участках работы маршевый двигатель установлен в механизме плоскопараллельного перемещения, который приводится в действие электрогидравлическими рулевыми машинами. Управление блоком по каналу крена на активных участках обеспечивается четырьмя двигателями системы ориентации, стабилизации и обеспечения запуска по моментной схеме.

В составе ДУ СОЗ применены топливные баки с эластичными разделителями. За 1 мин до включения маршевого двигателя включаются четыре двигателя ДУ СОЗ, обеспечивая блоку продольную перегрузку, за счет которой происходит сепарация жидкости и газа в топливных баках маршевой ДУ. После этого происходит запуск маршевого двигателя.

Отличительные особенности РБ «Фрегат»: наличие СУ, которая обеспечивает решение автономной задачи навигации, начиная непосредственно со старта РН; РБ заправляется компонентами топлива на заправочной станции до его установки на РН — позволяет использовать его практически на любых отечественных и зарубежных РН, исключая дорогостоящую доработку как самих РН, так и их стартовых комплексов.

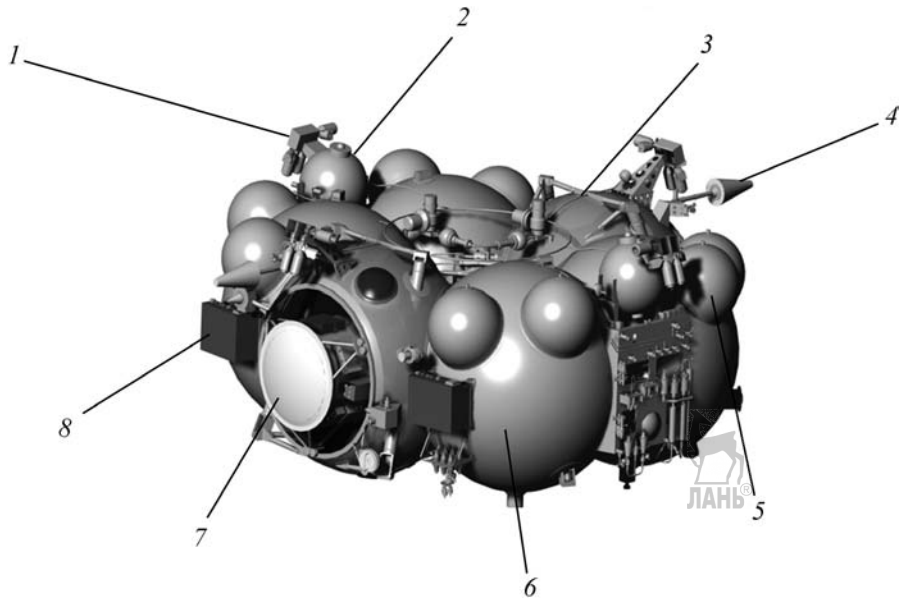


Рис. 6.4.8. Внешний вид РБ «ФРЕГАТ»:
1 — связка двигателей малой тяги; *2* — бак с гидразином; *3* — приборный отсек СУ; *4* — антенна телеметрической системы; *5* — дополнительные емкости; *6* — баки маршевой ДУ; *7* — аппаратура СУ радирсистемы телеметрии; *8* — химические батареи

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

В период 2000–2006 гг. РБ «Фрегат» совершил 10 запусков в составе РН типа «Союз». Выведены КА «Кластер-2» (4 аппарата), «Марс-Экспресс», «Амос-2», «Гэлакси-14», «Венера-Экспресс», «GIOVE» («GSTB-V2/A») и «МетОп» (MetOp). В этих запусках «Фрегат» показал не только абсолютную надежность: все запуски были успешными, но и способность преодолевать в процессе полета нештатные ситуации, как это было при запуске второй пары «Кластеров».

Краткие сведения о проведенных запусках РБ «Фрегат» приведены в табл. 6.4.1.

Массы полезного груза, выводимого РБ «Фрегат» в составе РН «Союз-2» (этапа 1б) на различные орбиты, приведены в табл. 6.4.2.

На базе РБ «Фрегат» создаются РБ «Фрегат-СБ» и «Фрегат-СБУ», которые представляют собой РБ «Фрегат», дополненный сбрасываемым блоком баков.

Масса рабочего топлива, заправляемого в сбрасываемый блок баков для РБ «Фрегат-СБ» (рис. 6.4.9) и «Фрегат-СБУ», равна соответственно 3125 и 4600 кг.

Сбрасываемый блок баков представляет собой торообразную конструкцию, состоящую из двух баков горючего и двух баков окислителя.

Массы полезного груза, выводимого РБ «Фрегат-СБ» на различные орбиты, приведены в табл. 6.4.3.

6.4.1. Краткие сведения о проведенных запусках РБ «Фрегат»

Дата запуска	КА	Орбита выведения
09.02.2000 г.	«Демонстратор»	Круговая высотой 600 км, i = 64,9°. Орбита входа в атмосферу Земли. Торможение до скорости 5,5 км/с
20.03.2000 г.	«Думсат»	Эллиптическая (H_α ~ 18 000км, i = 64,9°)
16.07.2000 г.	«Кластер-2» (2 КА)	Эллиптическая (H_α ~ 18 000км, i = 64,9°) с последующим затоплением РБ «Фрегат» в океане
09.08.2000 г.	«Кластер-2» (2 КА)	Эллиптическая (H_α ~ 18 000км, i = 64,9°) с последующим затоплением РБ «Фрегат» в океане
02.06.2003 г.	«Марс-Экспресс»	Траектория полета к Марсу
28.12.2003 г.	«Амос-2»	Геопереходная ($V_{\text{КА ГПО}\to\text{ГСО}}$ = 1500 м/с)
14.08.2005 г.	«Гэлакси-14»	Супергеопереходная (H_α ~ 66 000 км, i = 49,3°)
09.11.2005 г.	«Венера-Экспресс»	Траектория полета к Венере
28.12.2005 г.	«GSTB-V2/A» («GIOVE»)	Круговая (H ~ 23 230 км, i = 56,0°) с последующим уводом РБ на более высокую околокруговую орбиту
19.10.2006 г.	«МетОп» (MetOp)	Круговая солнечно-синхронная орбита

6.4.2. Массы полезного груза, выводимого РБ «Фрегат» в составе РН «Союз-2» (этапа 1б), «Протон-М» и «Ангара-5» на различные орбиты

Орбита	Масса полезного груза, кг	
Геостационарная	750/550 Байконур/Плесецк	
Высокоэллиптическая	2600/2500 Байконур/Плесецк	
Высокая круговая	1650/1650 Байконур/Плесецк	
Геопереходная	1950/3100 Байконур/Куру	
Геостационарная	«Протон-М»	«Ангара-5»
	в составе двухступенчатого РБ (блок ДМ + «Фрегат»)	
	3500 Байконур	4700/3900 Байконур/Плесецк

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

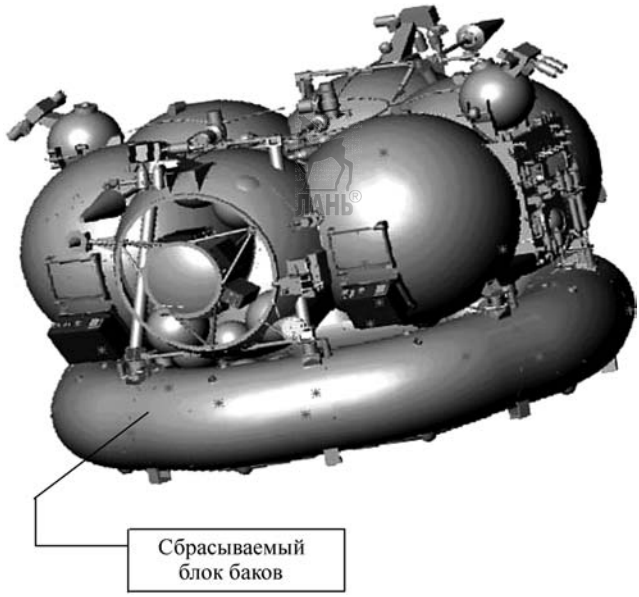


Рис. 6.4.9. Внешний вид РБ «ФРЕГАТ-СБ»

6.4.3. Массы полезного груза, выводимого РБ «Фрегат-СБ» на различные орбиты

РКН	Орбиты	
	Геопереходная	Геостационарная
«Союз-2»	–	900/750/1500 Байконур/Плесецк/Куру
«Союз-2-3»	2750/2250 Байконур/Плесецк	1600/1300/2700 Байконур/Плесецк/Куру
«Зенит-2SБ»	4000...4500 Байконур	2100 Байконур
«Ангара-А3»	3900/3150 Байконур/Плесецк	2100/1700 Байконур/Плесецк

Раздел 7

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Глава 7.1

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

7.1.1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ЖРД

Назначение маршевых ЖРД — обеспечить разгон ступеней РН до заданной скорости. Эти двигатели превосходят другие ЖРД по уровню тяги (от сотен килоньютонов до десятков меганьютонов). Они рассчитаны обычно на однократное включение (кроме ЖРД некоторых верхних ступеней РН) и работу в течение 2...10 мин. В этих двигателях (в дальнейшем — просто ЖРД) используются жидкие ракетные топлива, относящиеся к классу двухкомпонентных — состоящих из окислителя и горючего, которые хранятся в отдельных топливных баках ракетной ДУ.

На первой советской космической РН устанавливались пять ЖРД (РД-107 и РД-108) суммарной стартовой тягой 4 МН с топливом: жидкий кислород–керосин. ТНА двигателей приводились в действие продуктами каталитического разложения концентрированного пероксида водорода. С начала 60-х гг. в РН применяются ЖРД на высококипящих топливах, оба компонента которых являются жидкостями в широком диапазоне условий окружающей среды. В их числе окислители и горючие, самовоспламеняющиеся при контакте в камере ЖРД, что является фактором надежного запуска двигателя. В середине 60-х гг. XX в. в СССР созданы мощные однокамерные ЖРД с дожиганием на высококипящих компонентах, а в США — ЖРД на кислородно-водородном топливе с приводом ТНА водородом, нагретым в рубашке охлаждения камеры. С 1981 г. используются кислородно-водородные ЖРД с дожиганием, которые функционируют от старта ракетного аппарата (космического челнока) до вывода полезного груза на околоземную орбиту.

В 80-х гг. в СССР были созданы: самый мощный в мире ЖРД РД-170 на кислороде с керосином тягой около 8 МН и РД-120 на том же топливе тягой около 0,9 МН. Используются на первой и второй ступенях РН «Зенит» (программа «Морской старт»). На рубеже веков в России создан кислородно-керосиновый двигатель РД-180 с тягой около 4 МН, используемый на РН «Атлас-3» и «Атлас-5» (США).

Тяга ЖРД создается в камере (рис. 7.1.1), где потенциальная химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию реактивной газовой струи. Камера содержит оснащенную смесительной головкой цилиндрическую *камеру сгорания* (*КС*), где происходит сгорание топлива при давлении $p_к$ = = 5...30 МПа, и реактивное сопло Лаваля — для разгона полученного высокотемпературного газа до сверхзвуковых скоростей (до M = 4); при этом температура газа может снизиться в 2–3 раза, а давление — в тысячи раз. Плотность теплового потока в камере q (количество теплоты, проходящей в единицу времени через единичную площадь поверхности камеры) измеряется десятками МВт/м^2,

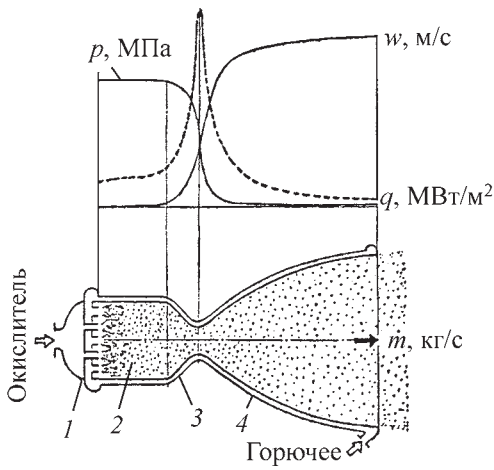


Рис. 7.1.1. Камера ЖРД и изменение параметров газового потока по ее длине:
1 — смесительная головка КС; *2* — рабочее пространство КС; *3*, *4* — дозвуковая и сверхзвуковая часть сопла соответственно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

и для сохранения целостности конструкции камеры ее охлаждают частью топлива (обычно горючим) перед его сжиганием (регенеративная схема охлаждения). Топливные компоненты подаются в камеру *турбонасосным агрегатом* (*ТНА*), обычно включающим осецентробежные насосы и осевую турбину, которая вращается газом, получаемым в *газогенераторе* (*ГГ*) при сгорании части жидкого топлива при большом избытке одного из компонентов.

ЖРД выполняют по двум основным функциональным схемам: без дожигания генераторного газа в камере и с дожиганием. В первом случае (рис. 7.1.2) газ срабатывают на высокоперепадной турбине примерно до 0,15 МПа, направляя его затем в отдельный выхлопной патрубок, концевой участок камеры или в специальное сопло (в ЖРД верхних ступеней РН). Ввиду низких термодинамических параметров генераторного газа значение удельного импульса $I_у$ для ЖРД

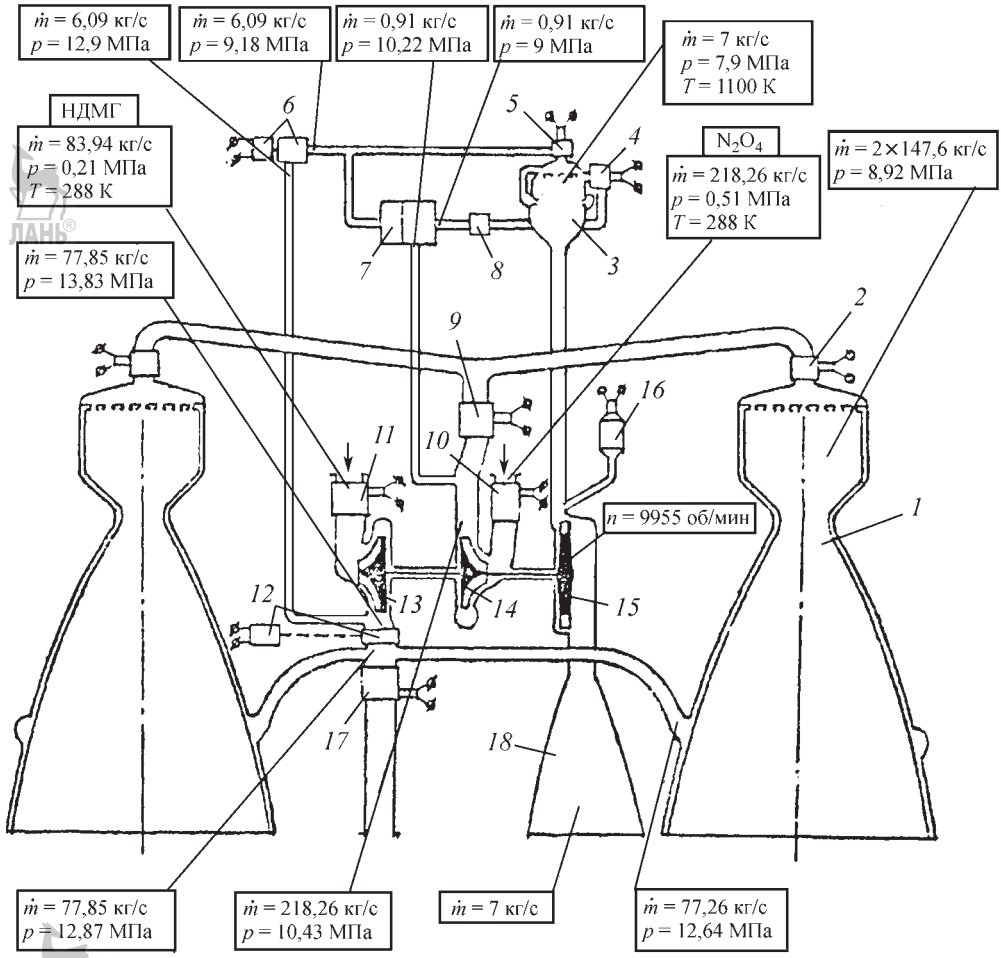


Рис. 7.1.2. Принципиальная схема ЖРД РД-252:

1 — камера; *2*, *4*, *5* — отсечные пироклапаны; *3* — ГГ; *6* — регулятор тяги с электроприводом; *7* — стабилизатор соотношения топливных компонентов; *8* — обратный клапан; *9* — пусковой клапан; *10*, *11* — разделительные пиромембранные клапаны; *12* — дроссель системы опорожнения баков (СОБ) с электроприводом; *13* — шнекоцентробежный насос горючего; *14* — шнекоцентробежный насос окислителя; *15* — турбина ТНА; *16* — пиростартер; *17* — отсечной клапан горючего; *18* — выхлопное сопло ТНА

оказывается ниже, чем для камеры. Поэтому схема без дожигания целесообразна до уровня $p_к$ = 7...10 МПа, когда на привод турбины требуется не более 3 % расходуемого двигателем топлива (при этом потери $I_у$ на привод ТНА достигают 2 %). Дальнейшее увеличение $p_к$ приводит к необходимости срабатывать генераторный газ на низкоперепадной турбине и затем дожигать его в камере с остальной частью топлива, что устраняет потери $I_у$. Стойкость неохлаждаемого турбинного тракта ограничивает температуру генераторного газа величиной 850 К при избытке окислителя и 1300 К — при избытке горючего. Это обстоятельство, вместе с меньшей молекулярной массой восстановительного газа, предопределяют его повышенную работоспособность и энергетическую выгодность для ЖРД без дожигания. Однако в ЖРД с дожиганием, где для привода ТНА требуется много газа (до 80 % от расхода через камеру при $p_к \geq 15$ МПа), чаще применяют окислительные ГГ (исключение составляют ЖРД на водородном горючем ввиду его высоких термодинамических свойств). При этом в ГГ поступает вся масса окислителя, расходуемого ЖРД, с небольшой долей горючего, основная масса которого подается насосом в тракт регенеративного охлаждения камеры.

Схема с дожиганием окислительного газа (рис. 7.1.3 и 7.1.4) позволяет реализовать $p_к$ на уровне около 30 МПа. Для дальнейшего существенного повышения $p_к$ необходима газификация всего топлива перед дожиганием в камере, что потребует использования двух ГГ: окислительного и восстановительного (схема «газ — газ») и соответственно двух турбин в системе подачи ЖРД. На современном уровне техники главным инструментом для разработ-

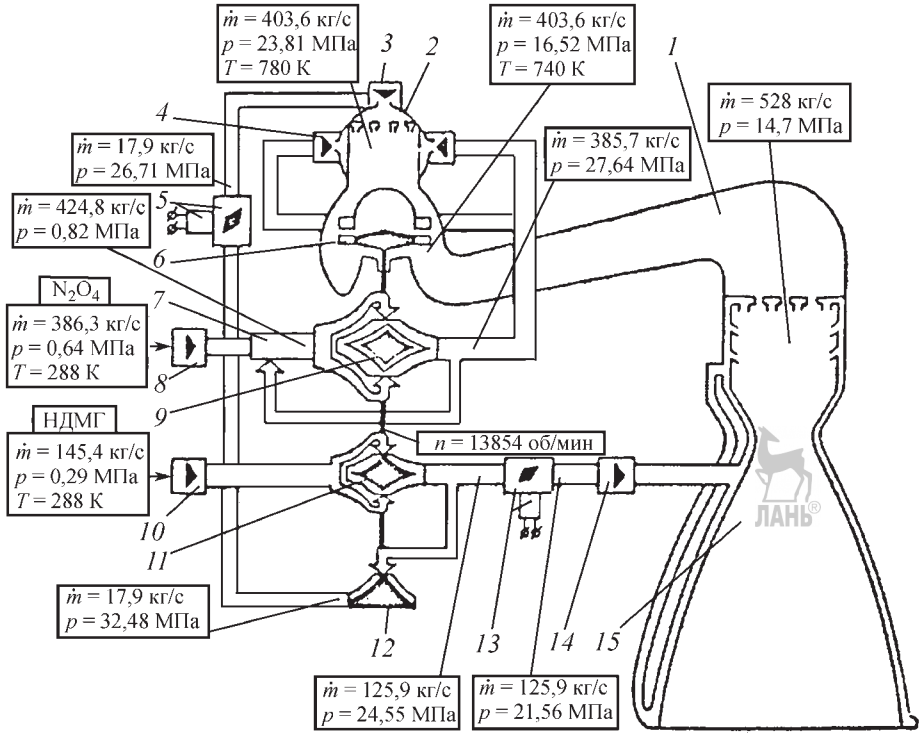


Рис. 7.1.3. Принципиальная схема ЖРД РД-253:

1 — газовод; *2* — ГГ; *3*, *4*, *14* — отсечные пироклапаны; *5* — регулятор тяги с электроприводом; *6* — турбина ТНА; *7* — струйный бустерный насос; *8*, *10* — разделительные пиромембранные клапаны; *9* — шнекоцентробежный насос окислителя; *11*, *12* — двухступенчатый шнекоцентробежный насос горючего; *13* — дроссель СОБ с электроприводом; *15* — камера. Не показаны ГГ наддува баков и отбор горючего на рулевую машину (суммарный расход: окислителя — 2,13 кг/с, горючего 1,51 кг/с)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

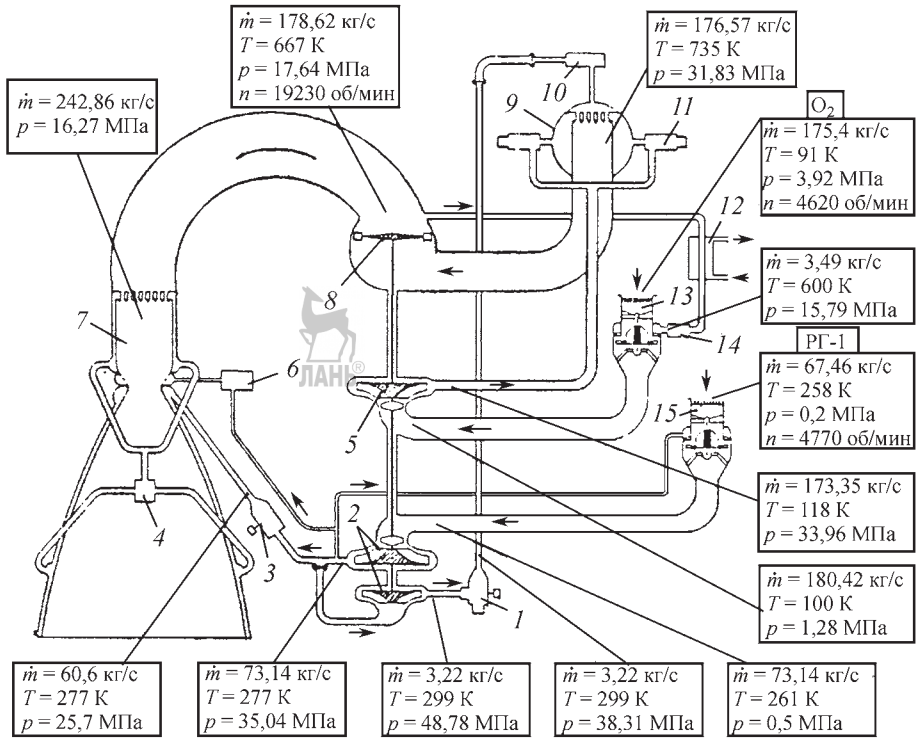


Рис. 7.1.4. Принципиальная схема ЖРД РД-120:
1 — регулятор тяги с электроприводом; *2* — (двухступенчатый) шнекоцентробежный насос горючего; *3* — дроссель СОБ с электроприводом; *4* — главный (пуско-отсечной) клапан горючего; *5* — шнекоцентробежный насос окислителя; *6* — клапан пояса завесного охлаждения камеры; *7* — камера; *8* — турбина основного ТНА; *9* — ГГ; *10* — отсечной клапан горючего; *11* — главный (пуско-отсечной) клапан окислителя; *12* — гелиевый теплообменник наддува бака; *13* — бустерный ТНА окислителя; *14* — обратный клапан; *15* — бустерный ТНА горючего. Не показаны гелиевые магистрали управления клапанами и пусковая система (включающая емкость с зажигательным составом)

чика ЖРД, влияющим на техническое совершенство проектируемой конструкции, является (при выбранном топливе) параметр $p_к$, с увеличением которого возрастает $I_у$ и сокращаются габариты камеры и всего ЖРД. Однако этому сопутствуют наращивание мощности насосов и все возрастающие трудности создания ЖРД.

7.1.2. КОНСТРУКТИВНО-МОНТАЖНАЯ СХЕМА ЖРД

Компоновка агрегатов. ЖРД (рис. 7.1.5–7.1.8) включает кроме камеры, ТНА и ГГ также трубопроводы жидкости и газа, устройства и системы запуска; агрегаты автоматики с электроприводами, пневмо-, пиро- и гидросистемами и устройствами для управления работой ЖРД; агрегаты системы аварийной защиты; датчики системы телеметрических измерений; электрические кабельные стволы для подачи сигналов на агрегаты автоматики и приема сигналов от телеметрических датчиков; чехлы и экраны, обеспечивающие надлежащую температуру в двигательном отсеке РН и исключающие перегрев либо переохлаждение отдельных элементов; агрегаты наддува баков (теплообменники, смесители и т.п.); нередко — рулевые ЖРД, камеры и сопла с системами, обеспечивающими их работу. ЖРД могут быть одно- и многокамерными, с питанием нескольких камер от одного ТНА. На первых ступенях РН часто используют блочные ЖРД — из набора одинаковых двигателей-блоков (модулей), соединенных общей

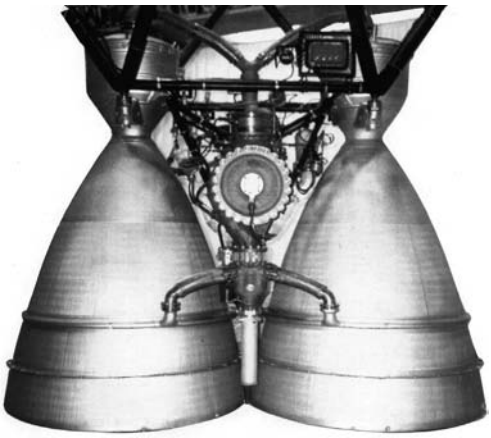


Рис. 7.1.5. Двигатель РД-216 с тягой на земле 151 т на топливе азотная кислота — несимметричный диметилгидразин (НДМГ)

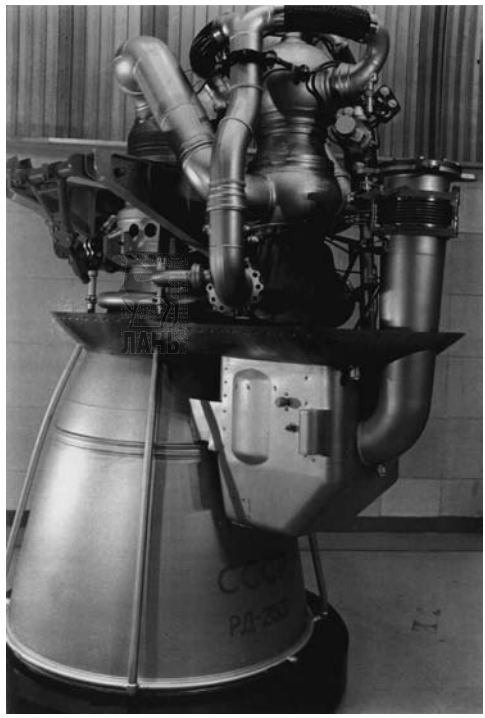


Рис. 7.1.6. Двигатель РД-253 с тягой на земле 150 т на топливе азотный тетроксид — несимметричный диметилгидразин (НДМГ)

Рис. 7.1.7. Двигатель РД-120 с тягой в пустоте 90 т на топливе кислород — керосин

Рис. 7.1.8. Двигатель РД-170 с тягой на земле 740 т на топливе кислород — керосин

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

рамой; общими могут быть элементы управления ЖРД.

Обычно в ЖРД предусматривают силовую раму для передачи тяги на борт РН. Выполненная в виде сварной пространственной фермы, рама крепится одним торцом к камере, а другим стыкуется со шпангоутом РН. Рама вместе с камерой (камерами) образуют силовую конструкцию, на которой собирается ЖРД. В силовую конструкцию ЖРД с дожиганием включают также корпус турбины с ГГ и газоводом, объединяемые с камерой в сварной моноблок. При использовании ЖРД в целях управления полетом между камерой и рамой размещают дополнительный узел — шарнирный подвес, который крепят обычно к головке камеры. Двигательная рама может не включаться в состав ЖРД — в расчете на ее крепление к шпангоуту РН перед установкой ЖРД.

Шарнирный подвес обеспечивает отклонение камеры в пределах до ±10° от номинального положения. При этом продольная составляющая вектора тяги уменьшается незначительно, благодаря чему поворотные камеры получили широкое применение, несмотря на необходимость в отклоняющих гидроприводах и в усложняющих ЖРД механических компенсаторах взаимного перемещения частей конструкции. Компенсатор содержит сравнительно короткий стальной или никелевый сильфон, снаружи или внутри которого может размещаться кардан, воспринимающий осевые силы от внутреннего давления и допускающий угловые перемещения узла. Для разгрузки компенсатора в условиях осевых и угловых перемещений магистральный сильфон (рис. 7.1.9) окружают гидравлической камерой, образуемой дополнительными сильфонами. Сильфонный компенсатор возмещает угловые деформации до ±8° при температуре рабочего тела до 1020 К и давлении до 30 МПа, за счет установки дефлектора обеспечивается минимальное гидравлическое сопротивление. Вместе с камерой можно отклонять и другие агрегаты ЖРД, жестко соединенные с камерой. Это упрощает конструкцию ЖРД, однако услож-

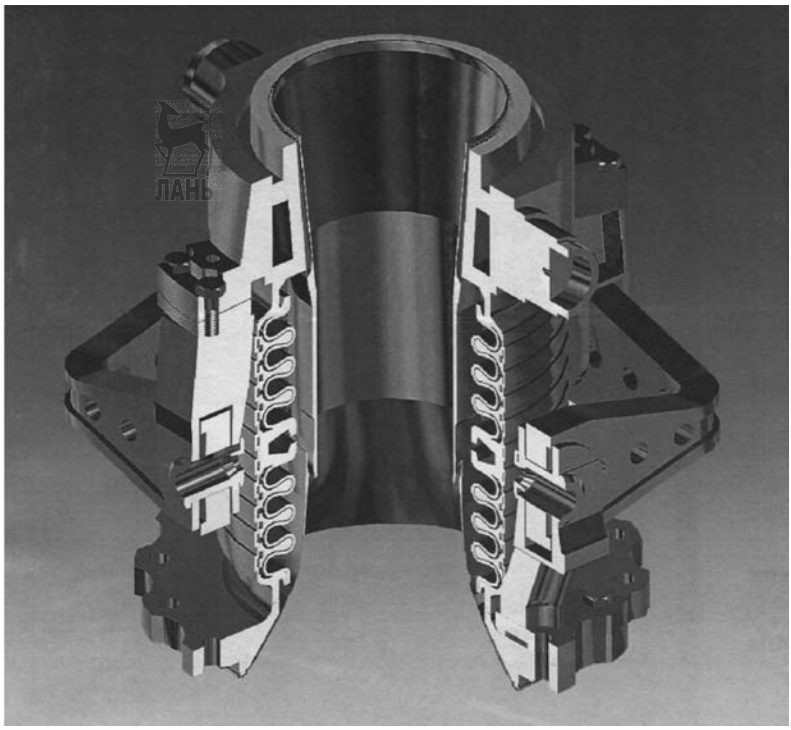


Рис. 7.1.9. Сильфонный компенсатор возмещает угловые деформации до ±8° при температуре рабочего тела до 1020 К и давлении до 30 МПа

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

няет задачу создания мощных быстродействующих приводов приемлемых размеров и массы (приводы разрабатываются специализированными организациями и обычно устанавливаются при сборке РН).

Главной целью при компоновке ЖРД является достижение минимальных габаритов и массы ЖРД при обеспечении высокой технологичности конструкции, простоты производственной сборки, возможности обработки рабочих полостей после контрольно-технологических испытаний и т.д. Указанная цель достигается, прежде всего, плотным размещением агрегатов. Современные ЖРД содержат реактивные сопла больших размеров (часто определяющих габариты всего двигателя), и свободное пространство вокруг камеры целесообразно использовать для размещения различных агрегатов. ТНА располагают в районе КС — обычно вдоль ее оси или (для многокамерного ЖРД) в пространстве между камерами. ТНА в ЖРД с дожиганием устанавливают турбиной вверх, чтобы укоротить газовод подачи отработавшего газа в смесительную головку камеры: получаемое снижение массы и гидравлического сопротивления газовода заметно сказывается на массе ЖРД и требуемом напоре насосов. К входу турбины посредством короткого патрубка крепят ГГ. Входы насосов снабжают монтажными фланцами, приближая их к бакам соответствующих топливных компонентов.

Сборка ЖРД. При компоновке ЖРД учитываются разносторонние аспекты технологического процесса сборки. В целях его ускорения и удешевления конструкция ЖРД большой тяги разбивается на отдельные крупные блоки, собираемые параллельно в различных цехах и объединяемых в цехе общей сборки. Например, РД-170 насчитывает семь блоков. Газовод с двигательной рамой и траверсами шарнирных подвесов камер образуют базовый блок, обладающий высокой прочностью, большой жесткостью и точными установочными поверхностями, к которым стыкуются остальные блоки. В конструкции ЖРД широко применяется сварка, также позволяющая заметно снизить массу двигателя. Отдельные элементы могут объединяться в сварные блоки (подсборки) — с сохранением возможности переборок после огневых стендовых испытаний ЖРД (которые необходимы для отработки нового образца и предусмотрены для контроля качества поставляемых двигателей).

Одним из условий высокой надежности ЖРД является обеспечение герметичности разъемных соединений. Для их герметизации в магистралях высококипящих топливных компонентов используются в основном сравнительно дешевые эластомерные прокладки — из специальных резин и пластмасс. Герметичность магистралей криогенных компонентов и горячего газа обеспечивается упругими металлическими уплотнениями разнообразной конфигурации осевого и радиального обжатия. Они обычно работают в упругопластической области, что уменьшает размеры и массу соединения.

Для крупногабаритных, высоконагруженных соединений с облегченными фланцами сравнительно малой жесткости разработаны специальные упругие металлические уплотнения (рис. 7.1.10), в которых используется эффект самоуплотнения, возрастающий с повышением давления рабочей среды. Причем герметичность обеспечивается даже при расхождении фланцев в зоне уплотнения при условии сохранения плотности стыка в зоне крепежа. Затяжка таких соединений требует значительно меньших усилий, чем соединений с пластически деформируемыми прокладками. Кроме того, упругие уплотнения сохраняют работоспособность при многоцикловых нагружениях без подзатяжки, что существенно повышает надежность ЖРД. Разработаны уплотнения для диапазона проходных диаметров 30...700 мм, рабочих температур от –253 до 800 °С и давлений до 100 МПа. В этих уплотнениях, выполненных из высокопрочных сталей и сплавов, используются герметизирующие покрытия (медь, серебро, фторопласт и металлофторопласт), обеспечивающие также коррозионную стойкость и пожаробезопасность.

В особо ответственных соединениях используются более сложные и дорогостоящие двухбарьерные уплотнения (рис. 7.1.11). Их отличает повышенная надежность, достигаемая дублированием уплотнительных поверхностей в сочетании с возможностью раздельной диагностики барьеров уплотнения (с подачей и без подачи давления в рабочую полость). Это позволяет контролировать герметичность соединений на протяжении всего срока хранения и эксплуатации ЖРД. Во многих случаях целесообразно выполнять соеди-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

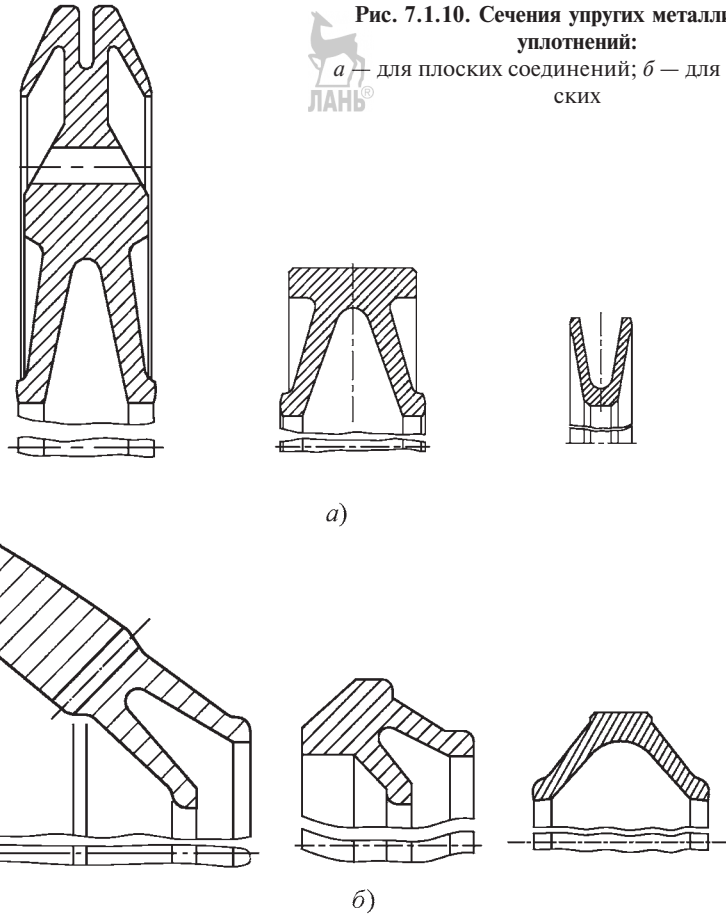


Рис. 7.1.10. Сечения упругих металлических уплотнений:
а — для плоских соединений; *б* — для сферических

нения (высоконагруженные, крупногабаритные) со сферическими сопрягаемыми поверхностями, образующими «статический» шарнир, который обеспечивает компенсацию допусков при изготовлении и снижение монтажных напряжений в трубопроводах при сборке. Это позволяет наряду с повышением надежности обойтись меньшим числом сложных, массивных компенсаторов. Размещение между сферическими поверхностями двухбарьерных уплотнений, в которых второй барьер служит также разделительным кольцом, предотвращает повреждение уплотнительных поверхностей и обеспечивает возможность многократной повторной эксплуатации агрегатов без доработки фланцев.

В трубопроводах малого диаметра целесообразно использовать беспрокладочные штуцерно-стяжные соединения со «статическим» шарниром, содержащие упругий элемент. Такие простые соединения выдерживают многоцикловые нагрузки без подзатяжки резьбы.

В процессе сборки ЖРД неизбежны погрешности во взаимном расположении стыкуемых агрегатов, и поэтому в конструкции предусматривают механические компенсаторы размеров. Для компенсации угловых и линейных деформаций при перекосах и несоосности магистралей широко используются шланги. При диаметре до 25 мм они могут выполняться из фторопластовых, а при диаметре до 60 мм — из резиновых трубок, заключаемых в одно- или многослойную металлическую оплетку. В высоконапорных шлангах большего диаметра вместо указанных трубок устанавливают металлические сильфоны (одно- и многослойные, цельнотянутые и сварные) с кольцевыми гофрами, усиленными снаружи промежуточными металлическими

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

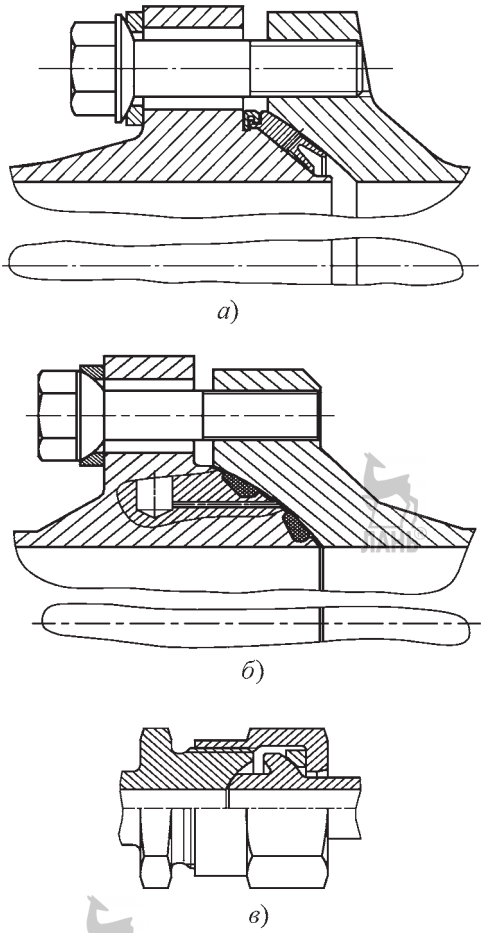


Рис. 7.1.11. Разъемные сферические соединения: *а* — с двухбарьерным упругим металлическим уплотнением; *б* — с двумя барьерами уплотнений резиновыми кольцами; *в* — штуцерно-стяжное беспрокладочное

кольцами. В некоторых случаях вместо шлангов целесообразно использовать жесткие трубопроводы, соединяемые посредством трехзвенных «статических» шарниров со сферическими сочленениями.

7.1.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ЖРД

7.1.3.1. Запуск

Запуск ЖРД можно осуществить менее чем за 1 с (от подачи команды до достижения номинального значения тяги). Однако этому препятствует проявление экстремальных значений параметров, их сочетаний и градиентов, могущих вывести из строя ЖРД, РН или полезный груз. Контролируемый запуск может осуществляться через кратковременный пониженный режим тяги (предварительная, промежуточная ступени). Предусматриваются блокировки операций, а при недопустимых отклонениях контролируемых параметров — *аварийное выключение двигателя* (*АВД*).

Для ЖРД на несамовоспламеняющемся топливе необходимы специальные средства зажигания, обеспечивающие воспламенение в камере и ГГ: пиротехнические, электрические, химические и др. Зажигание в высотных (и космических) условиях осложнено тем обстоятельством, что с уменьшением давления и температуры внешней среды у большинства ракетных топлив ухудшаются характеристики воспламенения. Нормальное зажигание в этом случае обеспечивается поддержанием в полостях КС и ГГ близкого к атмосферному давления (за счет установки «вышибных» заглушек в горловинах камер и выхлопных патрубках турбин), либо кратковременным созданием в полостях избыточного давления за счет их продувки нейтральным газом (азот, гелий). Продувка производится и при использовании криогенных топлив непосредственно перед запуском и в начальной его стадии с тем, чтобы исключить проникновение быстро образующихся паров одного топливного компонента в магистрали другого. Для предотвращения кавитацию насосов (и других опасных явлений) производят также предпусковое охлаждение криогенных расходных магистралей с обновлением содержащейся в них жидкости.

В ЖРД без дожигания для начальной раскрутки ТНА требуются, как правило, специальные средства в виде пороховых стартеров (монтируемых на основной или специальной пусковой турбине) или пусковых емкостей, из которых топливные компоненты вытесняются в ГГ сжатым газом. Запуск ЖРД с дожиганием вполне осуществим и без посторонних источников энергии. В этом случае необходимая избыточная мощность ТНА (превышение располагаемой мощности турбины над потребляемой насосами) создается первоначально благодаря надлежащей организации рабочих процессов в ГГ и КС. Первоначальная подача в них топливных

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

компонентов происходит под действием перепадов давлений на участке от входа в ЖРД до соответствующего агрегата. Желательно обеспечить максимально возможный перепад давлений на турбине в течение всего пускового процесса. При этом необходимо учесть, что слишком быстрый рост давления в ГГ тормозит обратные токи компонентов топлива, когда ротор ТНА не вращается и насосы являются лишь гидравлическими сопротивлениями.

Опыт создания ЖРД с дожиганием окислительного газа показал, что при низком давлении в ГГ в начале запуска, когда плотность теплового потока в турбину невысока и турбина не прогрета, она способна выдержать кратковременные температурные всплески, существенно превышающие номинальный рабочий уровень. «Перепадный» канал управления определяется развитием рабочего процесса в КС — «подпором» с ее стороны. Важно не допустить слишком позднего вступления в работу КС, что привело бы к забросу по частоте вращения ТНА. В итоге управление запуском сводится к управлению расходами топливных компонентов, поступающими в ГГ и КС. Дозирование компонентов осуществляется программируемой перенастройкой регулирующих органов, подачей дополнительного расхода из специальных емкостей и т.д.

7.1.3.2. Работа ЖРД в полете

В течение всего или большей части полетного времени ЖРД работает на основном режиме (главная ступень) с регулированием тяги и массового соотношения топливных компонентов — в целях обеспечения расчетной траектории полета и полной выработки топливных компонентов из баков. ЖРД без дожигания целесообразно регулировать изменением расхода через ГГ; при этом температура генераторного газа обычно поддерживается неизменной. Большинство ЖРД с дожиганием содержат окислительный ГГ, и их регулируют изменением температуры генераторного газа путем изменения расхода горючего.

В конце активного участка полета маршевые камеры могут переводиться на конечную ступень: дросселироваться по тяге в 1,5–3 раза. При этом параметры $p_к$ и $p_а$ снижаются в равной степени, а $I_у$ может уменьшиться на 20...30 м/с. Более глубокое дросселирование камеры нарушает работу смесительной головки (ввиду недостаточного перепада давлений на форсунках для качественного распыла топлива и смесеобразования), ухудшает охлаждение (ввиду нехватки хладагента), может нарушить устойчивую работу ЖРД. Конечная ступень предусматривается для снижения перегрузки, а также для упрощения операций разделения ступеней РН и повышения точности выведения полезного груза на расчетную траекторию: дросселирование ЖРД перед остановом снижает импульс последействия тяги (импульс за время от подачи команды на выключение ЖРД до полного прекращения действия тяги) и, следовательно, снижается разброс значений указанного параметра. ЖРД выключают прекращением подачи топлива в ГГ и камеру путем закрытия отсечных клапанов. В процессе останова может производиться удаление топлива из полостей ЖРД путем продувки их нейтральным газом и открытия дренажных клапанов (что, в частности, снижает импульс последействия тяги).

7.1.3.3. Автоматика ЖРД

Функционирование ЖРД на различных режимах, как и проведение предпусковых и послепусковых операций, обеспечиваются при помощи агрегатов автоматики. Большинство их — клапаны, открывающие и закрывающие проход для жидкостей и газов в основных и управляющих магистралях ЖРД (рис. 7.1.12– 7.1.14). Затвор клапана перемещается либо под непосредственным воздействием рабочего потока, либо силой или крутящим моментом, развиваемыми приводом с движителем в виде поршня, мембраны или сильфона. В соответствии с применяемыми приводами в ЖРД используют пневмо-, гидро-, пиро-, электро-, электропневмо-, электрогидроклапаны. Выбор типа клапана определяется назначением, рабочими параметрами, топливом ЖРД и бортовыми источниками энергии. Для привода пневмоклапанов используют нейтральные газы (азот, гелий) с давлением 13...25 МПа, электрическими приводами служат соленоидные механизмы и электродвигатели (бортовое напряжение 27 В). Для космических ЖРД, разрабатывавшихся первоначально для боевых ракет, характерно широкое использование пусковых и отсечных пироклапанов однократного срабатывания, приводимых газами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

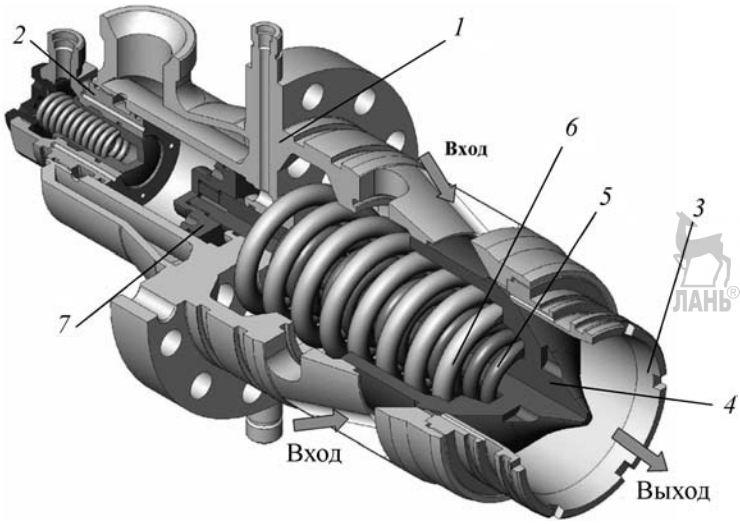


Рис. 7.1.12. Клапан горючего камеры сгорания двигателей РД-170, РД-171М, РД-180, РД-191:
1 — корпус; *2* — клапан дренажный; *3* — седло; *4* — клапан; *5* — пружина; *6* — пружина; *7* — поршень

от пиропатронов; они, в свою очередь, срабатывают от электрического импульса. Отсечные клапаны проектируют в расчете на высокую герметичность перекрытия магистралей.

Для управления и регулирования ЖРД после запуска используют дроссели, осуществляющие изменение гидравлического сопротивления магистрали, и регуляторы (рис. 7.1.15–7.1.17), обеспечивающие поддержание или изменение по определенному закону величин расхода, давления и соотношения этих параметров. Точность поддержания параметра задается не хуже 1...2 %. В указанных агрегатах используют электро- и пневмоприводы.

Агрегаты автоматики испытывают воздействие больших перепадов давлений

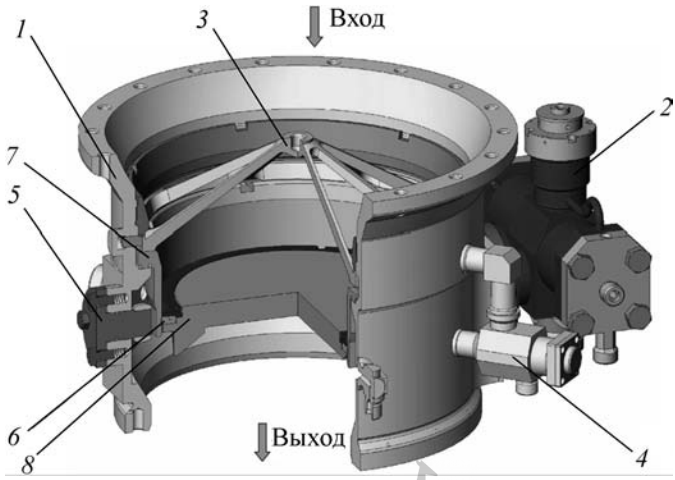


Рис. 7.1.13. Разделительный клапан горючего двигателя РД-191:
1 — корпус; *2* — пневмопривод; *3* — фильтр; *4* — клапан перепуска; *5* — полуось; *6* — резиновое уплотнение; *7* — седло; *8* — заслонка

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

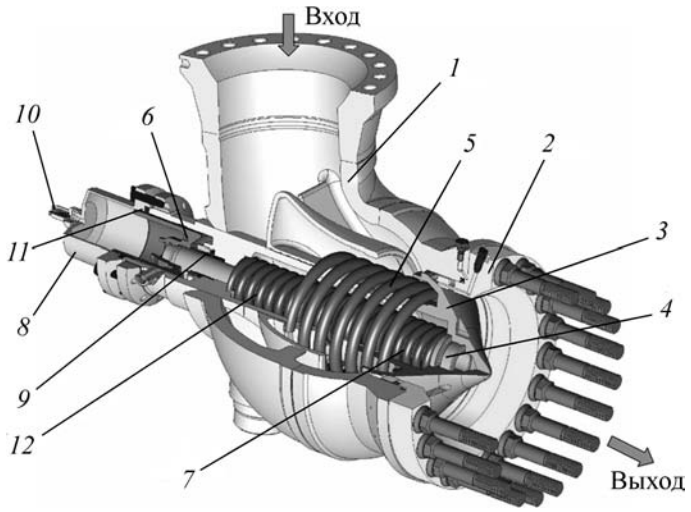


Рис. 7.1.14. Клапан окислителя газогенератора двигателей РД-171М, РД-180:
1 — корпус; *2* — седло; *3* — клапан; *4* — шток; *5* — пружина; *6* — поршень; *7* — пружина; *8* — крышка; *9* — металлическая манжета; *10* — клапан дренажный; *11* — металлическая манжета; *12* — пружина

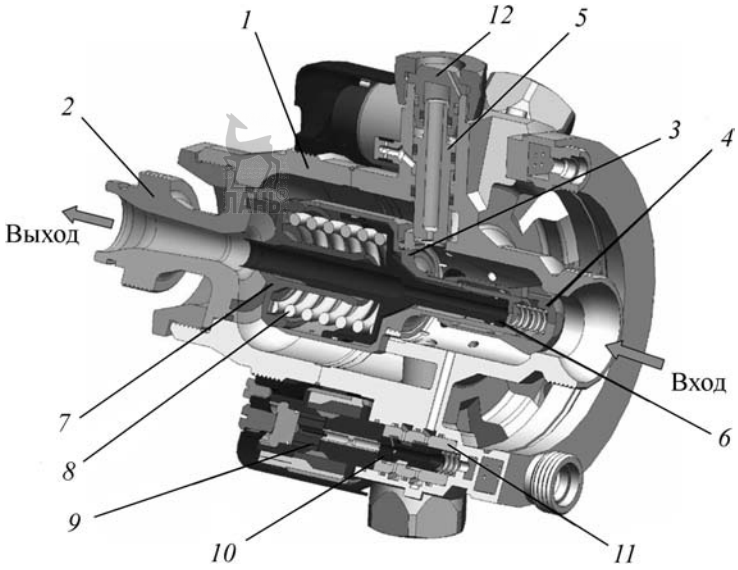


Рис. 7.1.15. Цифровой регулятор тяги двигателя РД-191 (вариант):
1 — корпус, *2* — крышка, *3* — направляющая, *4* — затвор, *5* — затвор, *6* — золотник, *7* — опора, *8* — пружина, *9* — электромагнит, *10* — золотник, *11* — гильза, *12* — крышка

(до 50 МПа), интенсивных (скорость более 30 м/с, расход до 1 $м^3$/с) потоков жидкостей и высоких вибронагрузок, что предопределяет жесткие требования к контровке резьбовых соединений и специфические требования к подбору материалов для контактирующих пар и покрытий. В целях минимизации габаритов и массы, учитывая небольшой потребный ресурс, детали автоматики проектируют на большие рабочие напряжения.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

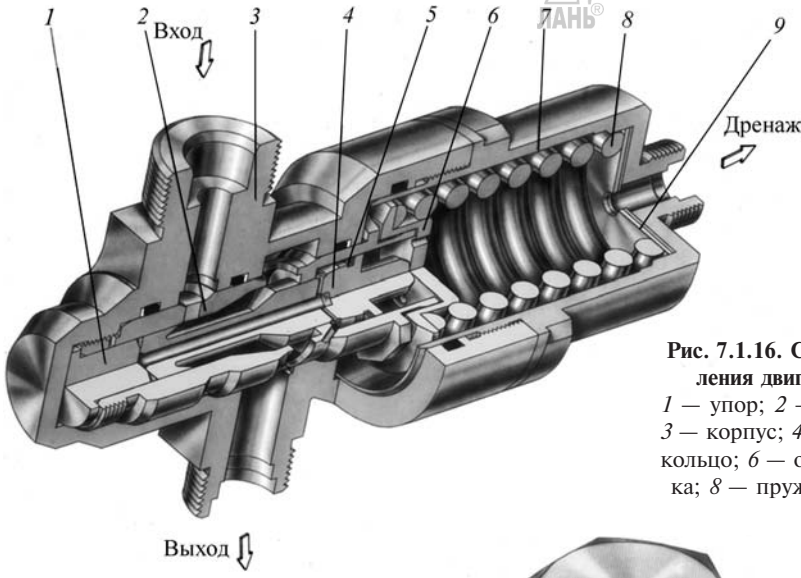


Рис. 7.1.16. Стабилизатор давления двигателя РД-170:
1 — упор; *2* — направляющая; *3* — корпус; *4* — золотник; *5* — кольцо; *6* — опора; *7* — крышка; *8* — пружина; *9* — шайба

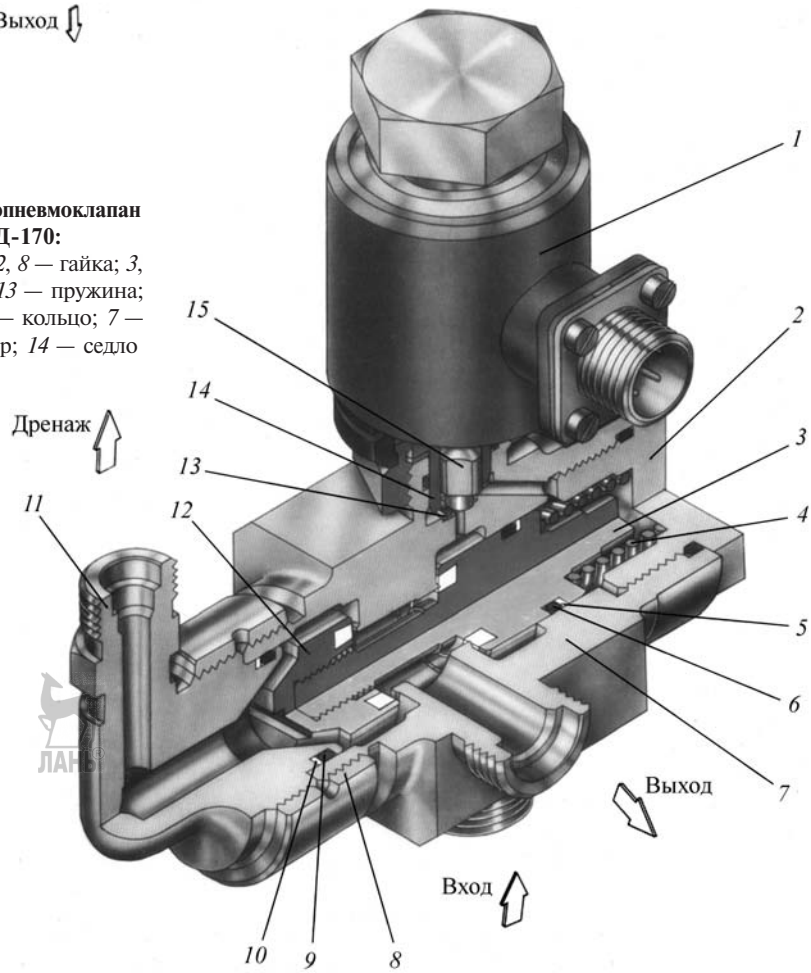


Рис. 7.1.17. Электропневмоклапан двигателя РД-170:
1 — электромагнит; *2*, *8* — гайка; *3*, *12*, *15* — клапан; *4*, *13* — пружина; *5*, *10* — шайба; *6*, *9* — кольцо; *7* — корпус; *11* — штуцер; *14* — седло

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

7.1.3.4. Обеспечение устойчивой работы

В ЖРД могут наблюдаться самопроизвольные высокоамплитудные колебания параметров, определяющих рабочий процесс (давления, скорости потока, температуры газа и жидкости и т.д.). Колебания развиваются в течение 0,1...0,2 с, после чего происходят самоподдерживающиеся нелинейные периодические колебания постоянной амплитуды (автоколебания). Они поддерживаются энергией (от сгорания топлива или от другого источника), поступающей в колебательную систему: объем КС, ГГ, газовода или топливной магистрали; поступление энергии регулируется автоматически образовавшейся обратной связью. Частоты автоколебаний весьма близки к собственным частотам колебательных систем, которые обратно пропорциональны линейным размерам объемов и прямо пропорциональны скорости распространения возмущений в среде. Очень низкие частоты определяются сосредоточенными массами и упругостями жидкости и газа в элементах конструкции. В цилиндрических КС наблюдаются продольные и поперечные (тангенциальные, радиальные) и смешанные формы акустических колебаний. В зависимости от частоты автоколебаний различают низко-, средне- и высокочастотные виды неустойчивости рабочего процесса (при этом горение топлива называют пульсационным, вибрационным или резонансным).

Низкочастотная неустойчивость (1... ...200 Гц) определяется в основном связью процесса горения с гидродинамическими процессами, происходящими в системах подачи топлива и автоматического регулирования ЖРД (в основном золотникового типа: устройств осевого гидродинамического уравновешивания роторов ТНА, стабилизаторов расхода и давления). Неустойчивость автоматического регулирования наблюдается обычно на частотах 20...200 Гц. В диапазоне 2... 30 Гц проявляется неустойчивость РН по отношению к возмущению продольного ускорения, что определяется взаимосвязью упругих колебаний корпуса РН с колебаниями давления и расхода на входе в ЖРД, а в итоге — с колебаниями давления в КС, т.е. тяги. Эти колебания могут усиливаться кавитационными явлениями в насосах.

Среднечастотная неустойчивость (промежуточной частоты) 100...1000 Гц характеризуется неустойчивостью на акустических продольных модах в контурах ГГ — подводящие магистрали (или смесительные элементы), газоводы — КС и т.п. обусловлена в основном связью процесса горения с акустическими процессами в системе подачи горючего и (или) окислителя и процессом смесеобразования в камере (в том числе в форсунках), а также зависимостью скорости горения от давления и других параметров.

Высокочастотная неустойчивость (*ВЧ-неустойчивость*) определяется связью колебаний давления с процессами тепло- и массоподвода при смешении топливных компонентов и горении. Для ВЧ-неустойчивости характерны поперечные колебания газа в КС или ГГ в основном на тангенциальных акустических модах с частотой свыше 1000 Гц (до 15 кГц). Амплитуда колебаний давления превышает допустимый уровень, а вибрационные перегрузки элементов конструкции достигают 1000 g и более.

При возникновении неустойчивости могут быть превышены пределы прочности конструкции и работоспособности бортовой аппаратуры РН. Вероятен срыв пограничного газового слоя в КС с последующим прогаром стенки и разрушением двигателя. Устойчивость рабочего процесса повышают изменением характеристик колебательной системы (за счет подбора длин и других характерных геометрических параметров), ослаблением взаимодействия между колебаниями и поддерживающими их процессами, а также путем демпфирования (введением трения или поглотителей колебаний). В частности, низко- и среднечастотные колебания устраняют повышением перепада давлений на форсунках и изменением схемы смесеобразования в КС, изменением объема зоны горения и размеров топливных магистралей, установкой дросселирующих элементов (шайб, жиклеров, решеток, сеток) и демпферов типа резонаторов Гельмгольца и Квинка. Иногда только ограничивают интенсивность колебаний до безопасного уровня. Трудной проблемой при создании ЖРД (ввиду сложности явления) является ВЧ-неустойчивость (подробнее см. в 7.1.5).

7.1.4. КАМЕРА

7.1.4.1. Газодинамический расчет

Тяга камеры ($P_к$) определяется как равнодействующая внутренних и внешних сил дав-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ления на стенки камеры (исключая аэродинамическое сопротивление):

$$P_к = \int (\rho w^2 + p - p_н) dF,$$

где ρ — плотность газа; w — осевая составляющая скорости газа; p — давление газа; $p_н$ — наружное давление; F — площадь (интеграл взят по выходному сечению сопла).

При осреднении параметров газа по сечению сопла (что соответствует одномерному истечению) получаем:

$$P_к = \dot{m} w_a + F_a (p_a - p_н),$$

где $\dot{m}$ — массовый секундный расход топлива; нижний индекс «а» относится к выходному сечению сопла.

Энергетическим показателем камеры является удельный импульс (тяги) $I_у$, равный отношению тяги к расходу топлива. Физический смысл этого параметра проявляется при $p_a = p_н$ (расчетные рабочие условия): $I_у = w_a$.

Расчеты $I_у$ необходимо производить по данным термодинамических расчетов, однако при некоторых пересчетах допустимо использовать и простейшие газодинамические формулы, справедливые лишь для нереагирующего газа и базирующиеся на модели одномерного течения газа с постоянным составом. Получим при этом в пустоте

$$I_{уп} = \frac{\gamma + 1}{2\gamma} a_* z(\lambda),$$

где γ — средний показатель адиабаты расширения газа в сопле; R — газовая постоянная; $T_к$ — температура газа в КС, К; $a_* = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} R T_к}$ — скорость в критическом сечении сопла (параметрам в этом сечении в соответствии с ГОСТ 17655–80 придается нижний индекс*); $z(\lambda) = (\lambda + 1/\lambda)$ — газодинамическая функция (безразмерный импульс); $\lambda = w_a / a_*$ — приведенная скорость, связанная со степенью расширения газа в сопле по давлению $p_к / p_a$:

$$\lambda = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_к}{p_a} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right]}.$$

Наилучшая аппроксимация параметров газа с переменным (химически равновесным) составом по соплу при использовании газодинамических формул соответствует $\gamma = \ln(p_к / p_a) / \ln(\rho_к / \rho_a)$; этот показатель для используемых топлив находится в диапазоне 1,1...1,3. Значения γ, R и $T_к$ определяются в основном составом продуктов сгорания ракетного топлива. Поскольку $R \sim 1/\mu$, где μ — молекулярная масса газа, то наибольшему значению $I_у$ отвечает максимальная величина отношения $T_к / \mu$. Таким образом, энергетические характеристики ЖРД, в первую очередь, определяются составом ракетного топлива и степенью расширения газа в сопле. На рис. 7.1.18 представлена зависимость $I_{у.п}$ от геометрической степени расширения сопла $F_a = d_a^2 / d_*^2$, полученная по данным термодинамических расчетов. На рис. 7.1.19 показана связь $p_к / p_a$ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = F_a / F_*$.

Выбор величины p_a определяется с учетом внешних условий работы ЖРД, а также получаемых размеров и массы сопла. Для стартовых ЖРД необходимо еще исключить вход скачка уплотнения в сопло. Это явление, происходящее обычно при превышении $p_н$ над p_a в 3...4 раза, сопровождается несимметричным отрывом потока от стенок сопла с увеличением локальных тепловых потоков и появлением нестационарных неуравновешенных боковых усилий, что весьма опасно для конструкции сопла. Обычно стартовые ЖРД проектируются на p_a = 40...100 кПа; ЖРД последующих ступеней РН — на p_a = 10... ...30 кПа; $p_к$ = 15...25 МПа.

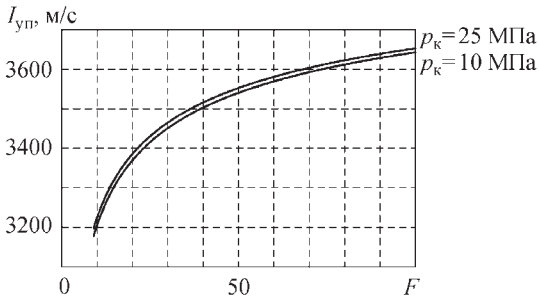


Рис. 7.1.18. Зависимость удельного импульса тяги в пустоте ($I_{у.п}$) от геометрической степени расширения сопла ($\bar{F}$) и давления в камере сгорания ($p_к$) (топливо керосин–кислород, массовое соотношение компонентов топлива K_m = 2,6)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

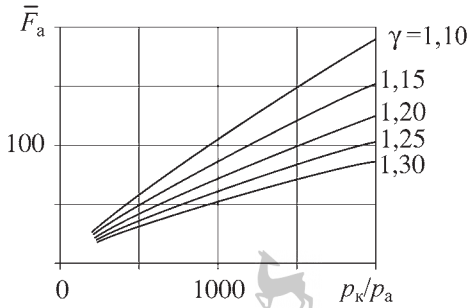


Рис. 7.1.19. Связь отношения давлений газа в сопле с его относительной площадью $\bar{F}_a$

Точное значение $I_у$ определяют термодинамическим расчетом, используя системы уравнений диссоциации (закон действующих масс), сохранения веществ и закона Дальтона для конкретного состава топлива и выбранных величин $p_к$, $\bar{F}_a$. В табл. 7.1.1 приведены, наряду с другими характеристиками, идеальные значения удельного импульса на земле ($I_{у.з}$) и в пустоте ($I_{у.п}$) для двух значений $\bar{F}_a$, соответствующих первой и верхней ступеням РН. Данные приведены для оптимальных соотношений компонентов топлива $k_{m\ opt}$ (отношение массовых расходов окислителя и горючего), при которых достигается максимальная величина $I_{у.п}$. Этому соответствует коэффициент избытка окислительных элементов $\alpha < 1$, что объясняется диссоциацией продуктов сгорания, влияние которой с повышением $p_к/p_a$ ослабевает (из-за выделения теплоты рекомбинации).

Для нахождения действительных величин $I_у$ необходимо учесть потери из-за химической неравновесности (доли процента), несовершенство процессов смешения и сгорания в КС (1...2 %), трение в сопле (1,5...2,5 %) и рассеяния* в сопле (0,7...1 %), а также необходимо учесть положительный эффект от регенеративного охлаждения камеры (доли процента). Отношение действительного значения $I_у$ к идеальному характеризует совершенство рабочего процесса камеры. Это отношение — коэффициент удельного импульса — достигает 0,98 при использовании водородного горючего и 0,94...0,95 для других горючих. Совершенство рабочего процесса КС характеризуется коэффициентом КС (0,98...0,99), или отношением действительного и идеального значений характеристической скорости в камере, c_*, м/с, которая определяется формулой:

$$c_* = \frac{\mu_c p_{0,*} F_*}{\dot{m}} = \frac{1}{\sqrt{\gamma}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{RT_к},$$

где μ_c — коэффициент расхода сопла (типичная величина 0,995), характеризующий неплоскостность звуковой поверхности, на которую влияет форма сужающейся части сопла; $p_{0,*}$ — давление торможения в критическом сечении (несколько меньше $p_к$ — вследствие потерь импульса). В используемом диапазоне $p_к$ величина c_* меняется мало и является энергетической характеристикой конкретного топлива, определяющей роль дозвуковой части сопла в создании $I_у$.

Вклад сверхзвуковой части сопла в тягу определяется коэффициентом тяги сопла $K_т = I_у/c_*$. Значения этого коэффициента в пустоте ($K_{т.п}$) представлены на рис 7.1.20.

7.1.4.2. Профилирование камеры

Приведенные выше соотношения позволяют рассчитать размеры критического и выходного сечений камеры. Геометрическая форма дозвуковой части выбирается на базе имеющегося опыта, с учетом того, что повышение $p_к$ интенсифицирует рабочий процесс в зоне горения, позволяя уменьшить ее размеры. Диаметр КС определяется максимально допустимой величиной расходонапряженности, т.е. отношения расхода продуктов сгорания к площади поперечного

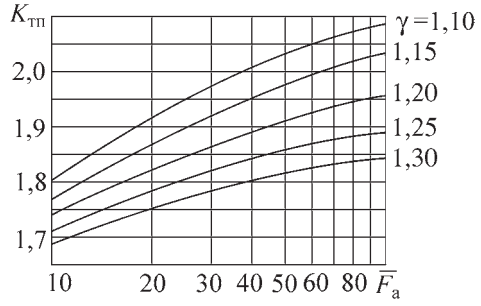


Рис. 7.1.20. Вклад сверхзвуковой части сопла в тягу

* Потери, обусловленные неравномерностью параметров потока в выходном сечении сопла.

7.1.1. Идеальные характеристики жидких ракетных топлив при $K_{m\,опт}$ и $p_к$ = 15 МПа

Окислитель	Кислород				АК-27		АТ	Фтор		Перекись водорода
Формула	O_2				73,8%HNO_3·24%N_2O_4·2%H_2O		N_2O_4	F_2		98%H_2O_2·2%H_2O
$T_{нач}$, K	90,2				293,0		293,0	85,0		293,0
ρ, кг/м^3	1134				1596		1444	1507		1437
Горючее	Керосин	НДМГ	Метан	Водород	Керосин	НДМГ	НДМГ	Аммиак	Водород	Керосин
Формула	$C_{7,22}H_{13,4}$	$(CH_3)_2N_2H_2$	CH_4	H_2	$C_{7,22}H_{13,4}$	$(CH_3)_2N_2H_2$	$(CH_3)_2N_2H_2$	NH_3	H_2	$C_{7,22}H_{13,4}$
$T_{нач}$, K	293,0	293,0	111,7	20,35	293,0	293,0	293,0	239,9	20,35	293,0
ρ, кг/м^3	830,0	790,5	424,0	70,76	830,0	790,5	790,5	681,9	70,76	830,0
Геометрическая степень расширения сопла $\overline{F}_a$ = 25										
$K_{m,опт}$	2,70	1,78	3,39	4,56	5,09	3,22	2,79	3,345	11,00	7,19
α	0,8001	0,8358	0,8498	0,5745	0,9660	0,9680	0,9112	0,9995	0,5836	0,9911
$ρ_т$, кг/м^3	1031,9	980,7	820,9	306,3	1386,0	1285,6	1185,4	1178,7	559,9	1319,2
$R_к$, Дж/(кг K)	341,3	375,3	380,0	750,3	312,1	341,1	341,5	425,4	590,7	370,5
$T_к$, K	3826	3724	3655	3193	3243	3222	3518	4779	4592	3001
$T_а$, K	2142	1966	1969	1124	1637	1505	1724	1828	1634	1445
$p_а$, МПа	0,0693	0,0664	0,0678	0,0498	0,0649	0,0612	0,0629	0,0499	0,0473	0,0634
γ	1,142	1,152	1,146	1,227	1,156	1,171	1,164	1,223	1,240	1,162
$I_{у,з}$, м/с	3127	3220	3222	3974	2740	2823	2965	3709	4209	2853
$I_{у,п}$, м/с	3431	3534	3536	4379	3007	3101	3255	4083	4638	3134
Геометрическая степень расширения сопла $\overline{F}_a$ = 100										
$K_{m,опт}$	2,89	1,93	3,62	5,25	5,25	3,32	2,97	3,346	15,00	7,3
α	0,8564	0,9062	0,9074	0,6615	0,9919	0,9936	0,9700	0,9998	0,7958	0,9986
$ρ_т$, кг/м^3	1036,4	987,5	832,3	333,1	1390,7	1291,4	1195,1	1178,8	664,3	1320,6
$R_к$, Дж/(кг K)	333,1	364,8	369,7	674,6	310,0	338,4	335,3	425,4	518,6	369,9
$T_к$, K	3840	3736	3673	3408	3232	3213	3510	4780	4995	2996
$T_а$, K	1846	1669	1676	906,6	1261	1122	1365	1106	1312	1069
$p_а$, МПа	0,0131	0,0124	0,0127	0,0085	0,0114	0,0104	0,0112	0,0070	0,0077	0,0108
γ	1,137	1,146	1,142	1,220	1,161	1,178	1,165	1,252	1,237	1,172
$I_{у,п}$, м/с	3680	3779	3786	4606	3206	3294	3466	4278	4863	3335

Примечание: $T_{нач}$ — начальная температура топливного компонента; $T_к$ — температура в камере сгорания; $T_а$ — температура газа на выходе сопла; $ρ_т$ — плотность топлива.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

проходного сечения камеры у смесительной головки КС. По мере развития техники ЖРД этот параметр возрос более чем на порядок величины и достигает 750 г/(с·см^2). Длина участка камеры от огневого днища до критического сечения определяется конструкцией смесительной головки (см. ниже в разделе 6.4). Переход от цилиндрической части КС к критическому сечению можно выполнить двумя сопряженными дугами окружности. С повышением $p_к$ наклон стенки к оси сопла следует уменьшать во избежание отрыва пограничного слоя и перемешивания охлаждающей завесы с ядром потока. Геометрия дозвуковой части камеры влияет на формирование звуковой поверхности потока, которая имеет криволинейную форму.

Габариты и во многом массу современной камеры определяет сверхзвуковая часть сопла, размеры которой выбирают с учетом располагаемого пространства для размещения ЖРД и варьирования массы полезного груза РН (выражаемой через эквиваленты массы и размеров сопла). Разгон потока от M = 1 до заданной сверхзвуковой скорости произойдет на минимальной длине, если контуру сопла придать излом в критическом сечении (сопло с угловой точкой). Для построения сверхзвукового участка, близкого к оптимальному, иногда используют контур с угловой точкой, выводящий поток на равномерное параллельное истечение. Этот, базовый, контур (рассчитанный методом характеристик) укорачивают примерно на половине длины, в диапазоне углов наклона к оси (7...10°). Из находящегося в этом диапазоне двухпараметрического семейства сопел выбирают контур с требуемыми $\bar{F}$ и длиной. Выбранный контур скругляют малым радиусом у критического сечения — для защиты сопла от обгорания в угловой точке и в технологических целях. Укороченный контур может отличаться от оптимального, построенного для тех же длины и степени расширения вариационными методами [37], в пределах 0,2 %, чем иногда можно поступиться. Ведущие КБ обычно пользуются вариационными методами профилирования сопел.

7.1.4.3. Тепловой расчет камеры

Теплонапряженность камеры характеризуется плотностью теплового потока q, Вт/м^2, величина которого почти постоянна по длине КС, затем возрастает с резко выраженным пиком в горловине сопла, после чего уменьшается. Такое распределение объясняется тем, что теплопередача между газовым потоком и конструкцией камеры происходит в основном за счет конвекции, на долю которой приходится до 95 % количества теплоты; остальная часть передается лучистым (радиационным) теплообменом.

Плотность конвективного теплового потока ($q_к$) от газа к стенке камеры определяется выражением:

$$q_к = \alpha_г(T_г - T_{ст.г}),$$

где $\alpha_г$ — коэффициент конвективной теплоотдачи от газа к стенке; $T_г$ — температура торможения газа; $T_{ст.г}$ — температура стенки со стороны газа. Величина $q_к$ определяется прежде всего характеристиками теплового пограничного слоя, который образуется на внутренней стенке камеры. По структуре он является турбулентным и содержит тонкий ламинарный подслой. В пограничном слое температура газа резко снижается по направлению к стенке и зависит от интенсивности съема теплоты охладителем. Зависимость $q_к$ от изменения $p_к$ носит степенной характер с показателем 0,8...0,85.

В основу расчета плотности лучистого теплового потока $q_л$ положен известный закон Стефана–Больцмана и расчет сводится к определению $q_л$ на участке КС с максимальной температурой продуктов сгорания. Лучистые тепловые потоки в сопле, учитывая их малое значение в общем тепловом балансе, определяются эмпирически.

Суммарный тепловой поток передается через стенку за счет теплопроводности:

$$q = q_к + q_л = (\lambda/\delta)(T_{ст.г} - T_{ст.охл}),$$

где λ — коэффициент теплопроводности материала стенки, определяемый при средней температуре стенки; δ — толщина стенки, $T_{ст.охл}$ — температура стенки со стороны охладителя.

Теплоотдача от стенки в охладитель описывается уравнением:

$$q = \alpha_{охл}(T_{ст.охл} - T_{охл}),$$

где $\alpha_{охл}$ — коэффициент теплоотдачи от стенки к охладителю.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При расчетах теплообмена между горячей стенкой и охладителем используется соотношение

$$\mathrm{Nu} = 0{,}023\mathrm{Re}^{0,8}\mathrm{Pr}^{0,4}.$$

При решении этого уравнения относительно коэффициента $\alpha_{охл}$ получаем

$$\alpha_{охл} = 0{,}023(\rho w)^{0,8} K/d_г^{\,0,2},$$

где ρ — плотность охладителя, w — его скорость; $d_г$ — гидравлический диаметр канала, K — комплекс физических параметров охладителя:

$$K = (c_p/\mu)^{0,4}\lambda^{0,6},$$

где μ — динамическая вязкость; λ — коэффициент теплопроводности охладителя.

Важной характеристикой охлаждающего тракта является его гидравлическое сопротивление, которое пропорционально скоростному напору $P = \rho w^2/2$. С учетом вышеизложенного получаем:

$$q = 0{,}023(2P\rho)^{0,4}(K/d_г^{\,0,2})(T_{ст.охл} - T_{охл}).$$

Охлаждающие свойства топливных компонентов представлены в табл. 7.1.2, где указаны значения тепловых потоков, воспринимаемых охладителем, для различных P, при разности температур $(T_{ст.охл} - T_{охл}) = 200$ K для всех охладителей, кроме водорода. Для него эта разность принята равной 500 K: при нагреве водорода в охлаждающем тракте не образуется двухфазной среды с резким различием теплофизических характеристик, и по этой причине $T_{ст.охл}$ можно существенно повысить. Как видно из таблицы, водород обладает наилучшими охлаждающими свойствами. Существенно худшими охладителями являются широко используемые в этом качестве горючие НДМГ и керосин. В общем случае горючие в этом качестве предпочтительнее окислителей, поскольку не являются агрессивной средой (однако расхода горючего может оказаться недостаточно).

Для надежного охлаждения камеры необходимо выполнить два необходимых условия:

1. После восприятия всей теплоты охладитель не должен перегреться выше допустимой для него температуры: кипения, либо термического разложения. Последнее явление присуще углеводородным горючим типа керосина и приводит к образованию в них вязких смол и твердого кокса. Отлагаясь на стенке, омываемой охладителем, они недопустимо увеличивают термическое сопротивление, что приводит к прогару стенки.

2. На всех участках регенеративного тракта величина $T_{ст.охл}$ не должна превышать допустимую для данного охладителя температуру, а величина $T_{ст.г}$ не должна превышать допустимый для данного конструкционного материала предел по жаростойкости. Кроме того, характер распределения температуры стенки должен быть

7.1.2. Охлаждающие свойства топливных компонентов в сравнении с водой

Охладитель	$T_{нач}$, °C	$\rho_{нач}$, кг/м^3	K	P = 0,2 МПа		P = 2,0 МПа	
				$q\cdot10^{-6}$ Вт/м^2	w, м/с	$q\cdot10^{-6}$, Вт/м^2	w, м/с
Вода	50	990	440	16,8	20,1	42,2	63,6
Водород жидкий	–253	71,3	930	31	74,9	78	237
Водород газообразный	27	8,0	1792	25	224	62	707
Аммиак	25	610	841	26,5	24,7	66,5	81,0
Перекись водорода	25	1431	251	11,1	16,7	27,9	52,9
80% N_2O_4 + 20% HNO_3	50	1520	224	10,2	16,2	25,5	51,3
Кислород жидкий	–183	1144	171	6,92	18,7	17,4	59,1
Четырехокись азота	50	1350	158,5	6,85	17,2	17,2	54,4
НДМГ	50	760	195	6,70	22,9	16,8	72,6
Керосин Т-1	50	795	83	2,90	22,4	7,3	70,9

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

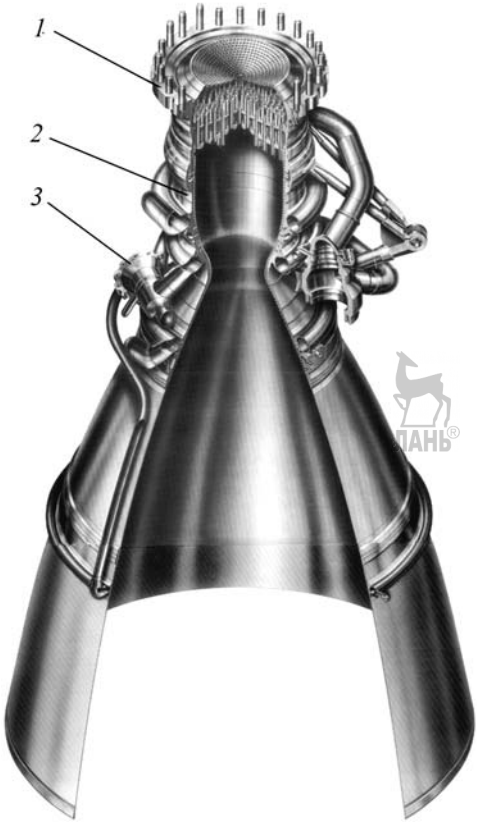


Рис. 7.1.21. Конструкция камеры двигателя РД-170:
1 — смесительная головка с фланцем для подсоединения подвода окислителя (окислительного газа); *2* — корпус; *3* — патрубок подвода горючего

приемлемым по условиям прочности конструкционного материала.

7.1.4.4. Конструирование камеры

Камера (рис. 7.1.21) включает изготавливаемые отдельно форсуночную, или *смесительную головку* (*СГ*) и корпус. СГ обеспечивает ввод в рабочее пространство топливных компонентов (продуктов газогенерации) с их должным распределением и смешением перед сгоранием. В условиях сжатых габаритов распределительного тракта, наличия в нем резких поворотов и большой диффузорности необходимо обеспечить равномерные поля полного давления на входе в форсунки (смесительные элементы) без больших гидравлических потерь. С этой целью по газовому тракту в конструкции СГ часто предусматривают выравнивающую решетку с отверстиями шагом 0,3...0,5 от шага расположения форсунок; меньшие значения нежелательны по производственным соображениям, а большие могут вызвать неравномерность потоков в форсунках. Потери давления в распределительных каналах СГ с решеткой могут достигать уровня гидравлического перепада на форсунках, составляющего 0,5...2,5 МПа.

Устройство СГ решающим образом влияет на реализуемую величину $I_у$, надежность охлаждения и габариты камеры, устойчивость рабочего процесса. Применяемая в отечественной технике пакетная конструкция СГ содержит внешнее, промежуточное и внутреннее днища, образующие полости окислителя и горючего; два последних днища скреплены при помощи форсунок — числом до нескольких сотен (рис. 7.1.22). Эти смесительные элементы, изготовленные в виде отдельных деталей, предпочтительны отверстиям и щелям, выполненным непосредственно в корпусе головки. Набором не-

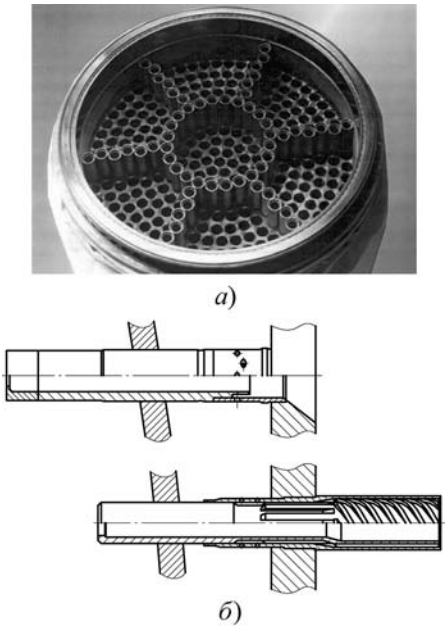


Рис. 7.1.22. Смесительная головка камеры двигателя РД-170:
а — общий вид; *б* — форсунки основная и выступающая

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

скольких вариантов типовых элементов легко достигается необходимое распределение топливных компонентов, при экспериментальной отработке камеры можно оперативно вносить целенаправленные изменения в схему смесеобразования, на стадии серийного производства легко организовать массовый выпуск единообразных элементов с надежным контролем величины и стабильности характеристик.

Для форсунок характерны высокие значения суммарного расхода, который для газожидкостных форсунок достигает 3 кг/с и более. Располагаемая площадь используется для размещения форсунок в максимальной степени. Шаг расположения форсунок определяет масштаб смешения, от которого зависит длина участка у камеры от внутреннего днища до критического сечения: в зависимости от типа форсунок ее принимают равной 10...30 шагам. Для СГ схемы «жидкость–жидкость» применяют форсунки струйного и центробежного типов, а также их различные комбинации. Используются двух- и однокомпонентные форсунки. Первые, из которых располагают по концентрическим окружностям (рис. 7.1.23), а вторые — по шахматной или сотовой схемам с переходом на периферии к окружности (рис. 7.1.24). Таким путем достигается распределение топливной массы по поперечному сечению КС с определенным соотношением компонентов — для полного сгорания топлива в минимальных размерах КС, без опасных для конструкции колебаний параметров рабочего процесса.

Качество смешения топлива регулируется разностью скоростей и плотностей струй, их турбулентностью и взаимной направленностью, углом распыла, величиной заглубления места первоначального контакта горючего и окислителя относительно выходного торца форсунки, а также проницаемостью СГ (этот параметр, определяемый как отношение площадей газовых каналов и поперечного сечения КС, составляет 0,15... ...0,40 и зависит от вида топлива, размерности камеры и типа форсунок). Влияние качества смешения на характеристики камеры, как правило, противоречиво: улучшение смешения способствует повышению I_y, но часто снижает устойчивость рабочего процесса. Компромисс достигается выбором сравнительно малого масштаба смешения, обеспечивающего выравнивание поля соотношения компонентов к критическому сечению, в сочетании с растягиванием зоны горения на начальном участке. Последнее осуществляют сочетанием струйного распыла с центробежным, неравномерным распределением расхода в одноименных форсунках.

Эффективным способом достижения высокочастотной устойчивости является установка на внутреннем днище антипульсационных перегородок — высотой 25...60 мм, неохлаждаемых, охлаждаемых или выполненных из выступающих форсунок (см. рис. 7.1.22). Применяют также акустические поглотители, используя для них объемы и каналы газовых компонентов, создавая специальные полости в начале КС.

Внутренние днища подвержены нагреву вследствие интенсивных обратных токов, и необходимо принимать меры по их ослаблению, отдалению от днищ и обогащению горючим. В этих целях горючее (или восстановительный газ) может подаваться по наружному обводу форсунки, а окислитель — по центру; подают также часть горючего (1,5...10 % от расхода через СГ) между основными форсунками. Для интенсификации охлаждения устанавливают дефлекторы, повышающие скорость компонента, омывающего днище.

В отечественной технике применяется конструкция корпуса со связанными оболочками: внутренняя стенка и наружная силовая стенка прочно соединены паяными швами через промежуточную гофрированную стенку (проставку) либо через ребра, выфрезерованные на внутренней стенке. Полученные таким образом каналы образуют тракт регенеративного охлаждения. Для достижения необходимой скорости охладителя каналы выполняют с переменными шириной и высотой по длине камеры (не менее 1,5 мм — во избежание заплавления каналов при изготовлении камеры). При этом ограничении скорость охладителя повышают за счет наклонного (спирального) оребрения. Теплопередачу интенсифицируют также нанесением искусственной шероховатости по дну каналов (рис. 7.1.25). Для снижения тепловых потоков на внутреннюю стенку наносят теплозащитные керамические или металлические покрытия (например, диоксид циркония или никель, молочный хром).

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

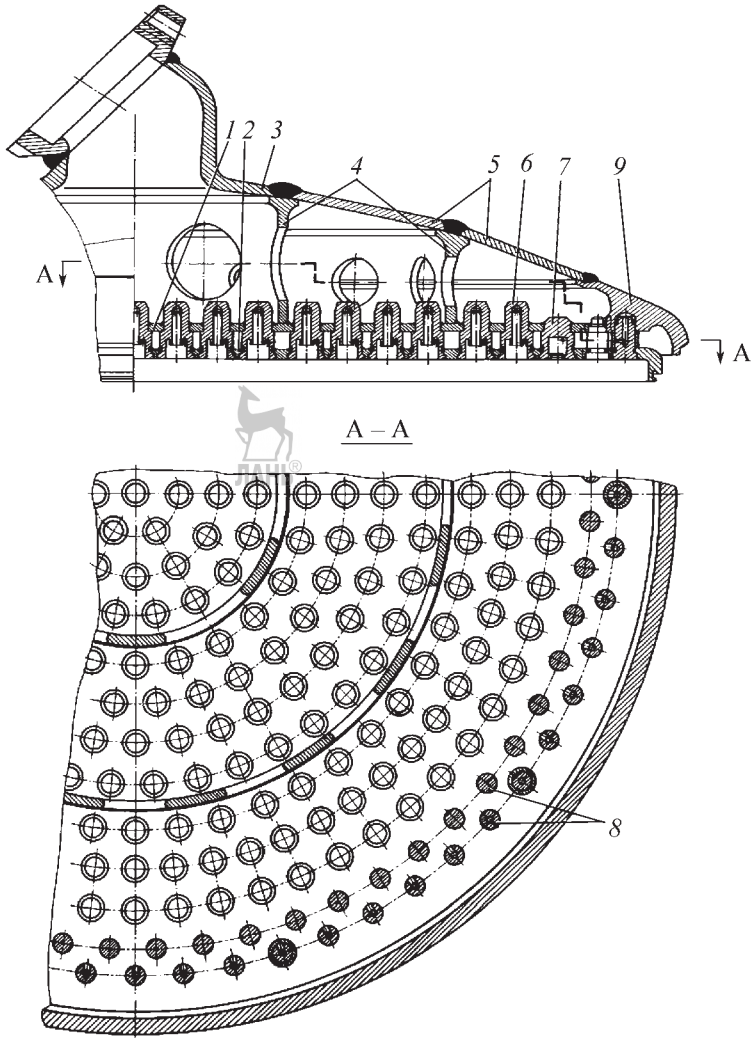


Рис. 7.1.23. Смесительная головка камеры ЖРД РД-107, РД-108 (форсунки центробежные с тангенциальным подводом, расположенные концентрично):
1 — среднее днище; *2* — днище внутреннее; *3* — фланец с патрубком подвода окислителя; *4* — перегородки соединительные; *5* — секции наружного сферического днища; *6* — форсунка двухкомпонентная; *7* — форсунка однокомпонентная; *8* — штифт; *9* — силовое кольцо

Как правило, регенеративное охлаждение дополняют завесным: у внутренней стенки создается менее горячий защитный слой жидкости или газа. Завеса поглощает теплоту при испарении, а пар, кроме того, увеличивает толщину пограничного слоя, снижая теплопередачу в стенку. Обычно завеса создается при помощи периферийных форсунок СГ, образующих у стенки топливную смесь, обогащенную горючим. Для выравнивания температуры по периметру пристеночного слоя периферийные форсунки желательно устанавливать с меньшим шагом, чем основные. (Однако необходимо иметь в виду, что уменьшение масштаба смешения у стенки, где отражается волна при поперечных акустических колебаниях, может вызвать неустойчивую работу камеры). В особо напряженных КС дополнительно подают на стенку — через предусмотренные в докритической части пояса завесы — горючее

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

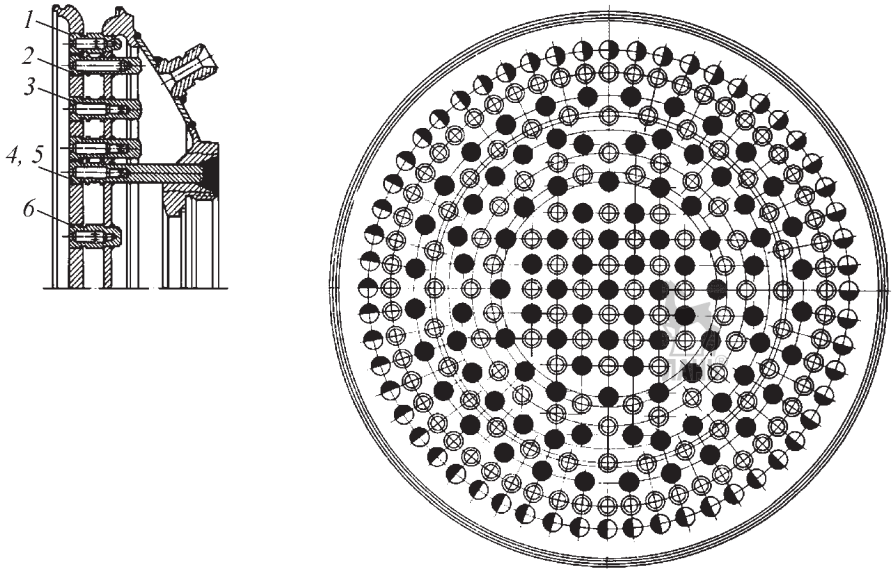


Рис. 7.1.24. Расположение форсунок в камере ЖРД РД-119 (шахматное и концентрическое): *1*, *6* — форсунки горючего; *2*, *3* — форсунки окислителя; *4* — форсунка окислителя штыревая; *5* — форсунка горючего штыревая

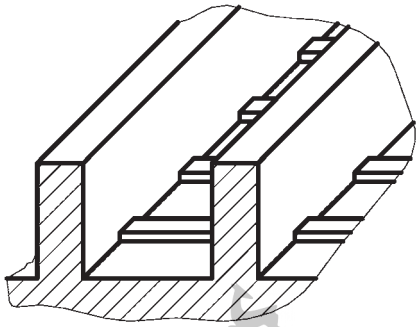


Рис. 7.1.25. Тракт регенеративного охлаждения камеры с искусственной шероховатостью (внутренняя стенка с накаткой между фрезерованными ребрами)

из тракта регенеративного охлаждения или из автономных коллекторов. Местоположение и устройство охлаждающего пояса не должно вызывать срыв пограничного слоя в газовом потоке. На пояса расходуют не более 3 % топлива — во избежание заметных потерь I_y.

7.1.4.5. Изготовление камеры

Для камер используют нержавеющие и высокопрочные стали, никелевые, титановые и медные сплавы — с расчетом, что в рабочих условиях температура стальных деталей не должна превышать 1400 К, а других — 800 К. Относительно малопрочные медные сплавы характеризуются высокой теплопроводностью; из них изготавливают форсунки, внутренние днища и стенки теплонапряженных камер. Для внутренних стенок различных секций корпуса часто используют разнородные материалы.

В технологических целях конструкцию корпуса делят обычно на среднюю и нижнюю части; последняя, при больших габаритах, также может выполняться из нескольких секций. Внутренние и наружные стенки выполняются из листовых заготовок методами глубокой вытяжки, штамповки взрывом и раскатки, с последующей механической обработкой. При этом газодинамический контур камеры выдерживают с точностью 100 мкм, каналы тракта охлаждения фрезеруют с точностью 14-го квалитета, сопрягаемые поверхности под пайку обрабатывают по 11-му квалитету; их проверяют на прилегание, которое должно составлять не менее 75...80 %. Перед пайкой на сопрягаемые поверхности наносят первоначальный слой гальванопокрытия толщиной несколько мкм (медь, никель, ниобий и др.). Затем наносят припой (серебро, медь–серебро и др.) в виде гальванослоя или ленты, присоединяемые прихваткой или термодиффузионным

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

способом. Пайку сборочных единиц ведут в электропечах сопротивления или вакуумно-компрессионных индукционных печах, медленно вращая изделие. В печи создают аргоно-гелиевую атмосферу с избыточным давлением до 0,5 МПа, а внутреннюю полость паяемого узла вакуумируют. В зависимости от конструкционного материала и состава припоя температура пайки задается в пределах 1100... ...1500 К при времени выдержки 10...30 мин. Весь процесс пайки, учитывая плавный характер достижения и спада рабочего режима, занимает несколько часов. Для изготовления СГ также пользуются пайкой, которую осуществляют в шахтной индукционной печи, в аргоновой атмосфере, при 1200 К. Отдельные паяные сборочные единицы соединяют в единое целое посредством сварки — электроннолучевой (детали внутренней стенки) и автоматической, в защитной среде, плавящимся электродом (СГ и детали наружной стенки).

В отличие от отечественной техники, зарубежные ЖРД, рассчитанные на средний уровень $p_к$ до 7 МПа, содержат камеры трубчатой конструкции. Их корпуса образованы спаянными между собой профилированными трубками толщиной 0,2...0,5 мм из коррозионно-стойкой стали либо никелевого сплава, по которым протекает охлаждающее горючее. Прочность корпуса обеспечивается бандажами. СГ — обычно съемная, с многочисленными (до нескольких тысяч) прямыми или наклонными отверстиями для распыла топлива.

7.1.5. ГАЗОГЕНЕРАТОР

В большинстве ЖРД жидкостной двухкомпонентный ГГ является необходимым агрегатом, особенно для современных ЖРД, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа в КС.

Наиболее широко ГГ применяются для привода турбонасосных агрегатов.

Основными задачами при разработке газогенераторов являются:

обеспечение полноты сгорания топлива;

обеспечение равномерного температурного поля газа на выходе из ГГ;

обеспечение устойчивости рабочего процесса (приемлемый уровень колебаний давления газа и вибраций).

В конструктивно-технологическом отношении ГГ представляет собой камеру, во многом похожую на КС ЖРД, в которой на основе экзотермических процессов горения топлива происходит выработка генераторного газа со сравнительно низкой температурой — 600...1300 К.

Получение указанных температур может быть осуществлено как в ГГ с избытком горючего (восстановительные ГГ), так и в ГГ с избытком окислителя (окислительные ГГ).

На рис. 7.1.26 приведена форсуночная головка восстановительного ГГ ЖРД РД-216, выполненного по схеме без дожигания.

Сложность разработки ГГ для двигателя с дожиганием генераторного газа по сравнению с двигателем без дожигания обусловлена:

более чем десятикратным увеличением давления;

более чем стократным увеличением расходов;

значительное превышение массового расхода одного компонента по отношению к другому (до ~50 раз) для окислительных ГГ.

Не менее сложные задачи по обеспечению многорежимности работы ЖРД.

Например, при дросселировании до 30 % от номинала в ГГ:

давление понижается в 5 раз;

расход топлива понижается в 4 раза;

температура генераторного газа понижается в 8 раз;

перепад на форсунках понижается в 60 раз.

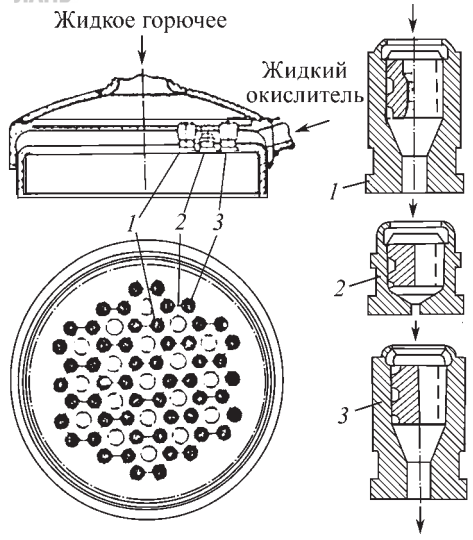


Рис. 7.1.26. Форсуночная головка:
1 — струйно-центробежная форсунка; *2*, *3* — центробежные форсунки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Рабочий процесс в ГГ можно представить в виде двух последовательных стадий:

на первой стадии происходит собственно процесс горения недостающего компонента и части избыточного при температуре, близкой к температуре в КС ЖРД;

на второй стадии оставшаяся часть избыточного компонента взаимодействует с образовавшимися в первой стадии продуктами сгорания, снижая их температуру до температуры генераторного газа.

В обеспечение двухстадийного рабочего процесса в конструктивном отношении разработаны двухзонные ГГ.

В них в форсуночную головку ГГ подается весь недостающий компонент и малая часть избыточного компонента (I зона), а оставшаяся его масса вводится на некотором расстоянии от головки через дополнительные распыливающие устройства (II зона).

Для двигателя РД-253 был создан окислительный двухзонный ГГ (рис. 7.1.27) с распылительным поясом разбавления, со сферической формой силового контура и регенеративно охлаждаемым цилиндрическим реакционным пространством. В нем в сферическом объеме диаметром 380 мм ежесекундно 450 кг топлива при давлении 2,45 кН/см^2 (250 кгс/см^2) превращаются в газ с температурой 550 °С.

Двухстадийный рабочий процесс можно организовать и в однозонном (более технологичном и надежном) ГГ — за счет применения форсунок с контуром избыточного компонента, обеспечивающим необходимое распределение этого компонента вдоль зоны горения (рис. 7.1.28). В такой двухкомпонентной форсунке весь расход, например, горючего и часть расхода окислителя, аналогично первой зоне двухзонного ГГ, реагирует при высокой температуре (2500 К) во внутренней полости, так называемой форкамере.

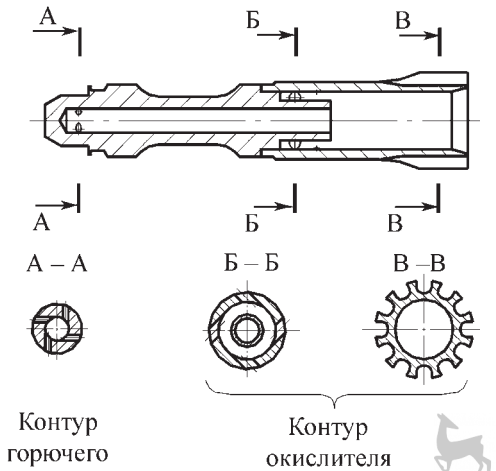
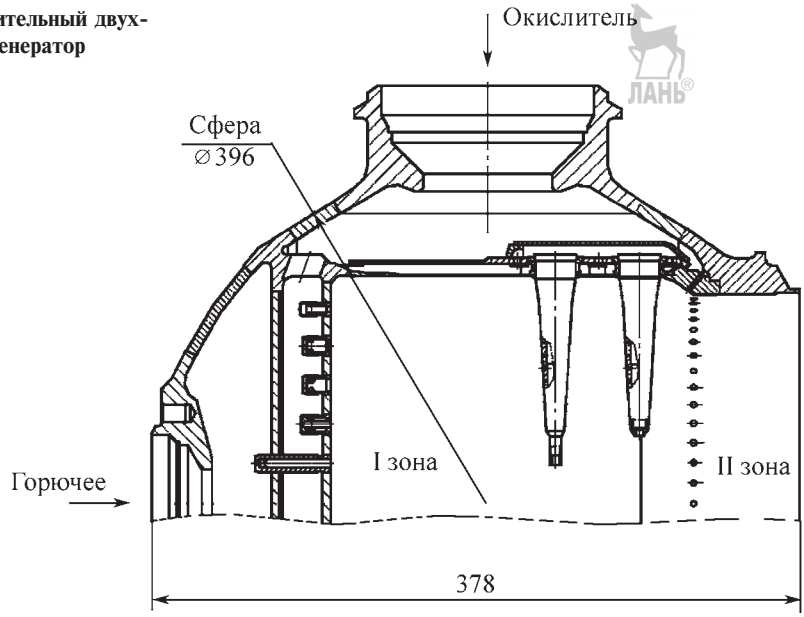


Рис. 7.1.28. Форсунка с контуром избыточного компонента

Рис. 7.1.27. Окислительный двухзонный газогенератор



Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

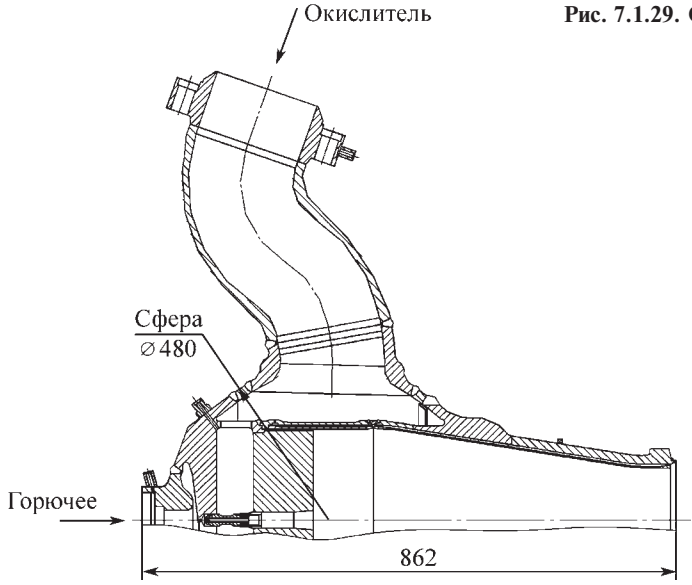


Рис. 7.1.29. Однозонный окислительный газогенератор

Снижение температуры продуктов сгорания до требуемой выходной обеспечивается благодаря струйному впрыску оставшейся части окислителя через межреберные каналы на внешней цилиндрической поверхности форсунки (вторая зона двухзонного ГГ).

Однозонный окислительный ГГ для семейства двигателей РД-171 и РД-180 представлен на рис. 7.1.29.

Обеспечение равномерности температурного поля на выходе из ГГ достигается благодаря специальной доводке гидравлических характеристик форсуночной головки (учет трактовых потерь при растекании компонента по площади головки) и форсунок (корректировка расходов для обеспечения одинакового соотношения компонентов).

Для обеспечения устойчивости рабочего процесса в ГГ используют:

варьирование тонкостью распыла и дальнобойностью факела или струй топлива;

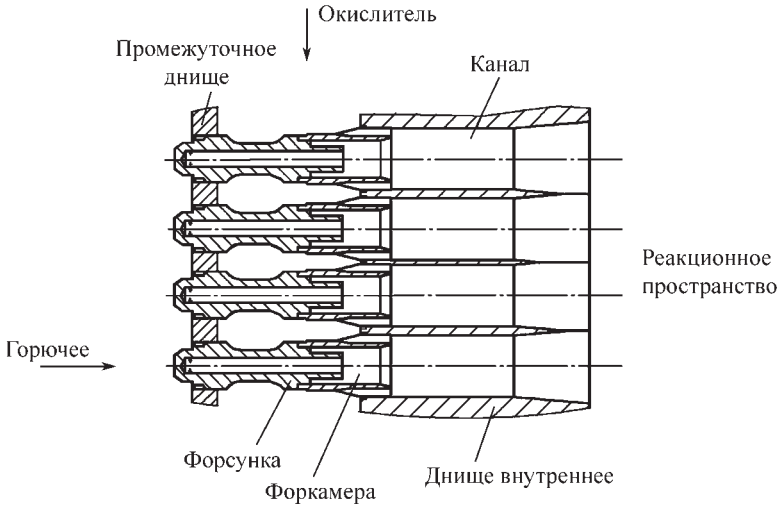


Рис. 7.1.30. Форсуночная головка с цилиндрическими каналами

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

использование форсунок разной производительности («классы» по расходам);

применение антипульсационных перегородок.

Однако указанные способы в ГГ оказались менее эффективными, чем в камерах сгорания ЖРД без дожигания, из-за специфики его рабочего процесса — двукратное увеличение давления и 3–8 раз пониженная температура в реакционном пространстве.

В последующих разработках ГГ используется высокоэффективный и практически универсальный способ обеспечения устойчивости рабочего процесса — локализация горения в малых, не связанных друг с другом каналах, где не могут возникать пульсации давления значительных амплитуд и частот, опасных для конструкции двигателя.

Для реализации указанного способа внутреннее днище форсуночной головки выполняется с цилиндрическими каналами, число которых равно количеству двухкомпонентных форсунок (рис. 7.1.30).

7.1.6. ТУРБОНАСОСНЫЙ АГРЕГАТ

Общая характеристика ТНА

На ТНА приходится 20...30 % массы ЖРД. Их мощность достигает многих десятков МВт, они обеспечивают подачу топлива с расходом до 3 т/с и давлением свыше 70 МПа. От промышленных турбоустановок ТНА отличает малая относительная масса (менее 10 г/кВт в современных ЖРД), что во многом обусловлено высокими окружными скоростями на периферии ротора (до 600 м/с) и применением в конструкции высокопрочных сплавов: железных, никелевых, титановых и др. Эти сплавы обеспечивают стойкость конструкции в химически агрессивной среде.

Для современных ЖРД характерна конструктивная схема ТНА, в которой турбина и топливные насосы расположены соосно и вращаются с одинаковой частотой; при этом консольно расположенная турбина имеет общий вал с насосом одного компонента, а вал насоса другого компонента приводится через шлицевую муфту или рессору (рис. 7.1.31). В ЖРД, работающих на кислородно-водородном топливе, компоненты которого значительно различаются по плотности (и, следовательно, оптимальные частоты вращения насосов различны), могут предусматриваться раздельные ТНА для подачи окислителя и горючего, либо (при малой мощности агрегатов) многовальные ТНА с шестеренчатым редуктором. Конкретная схема ТНА выбирается с учетом получаемых энергетических и массовых характеристик, наличия дополнительных систем (смазка

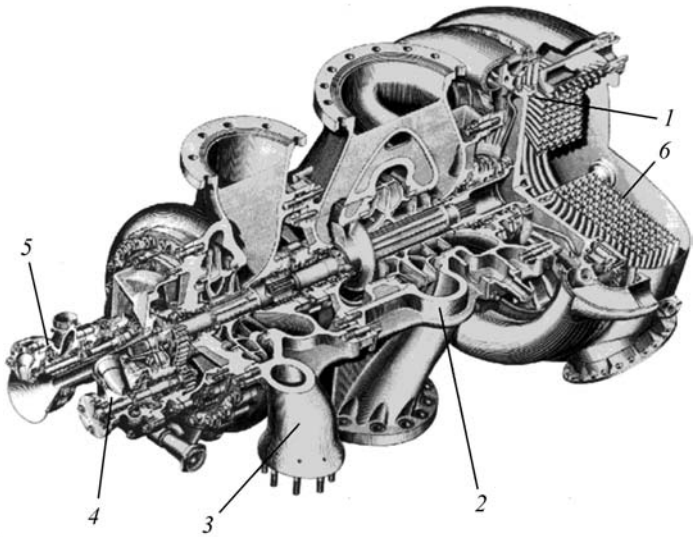


Рис. 7.1.31. ТНА РД-107:
1 — турбина; *2* — насос окислителя; *3* — насос горючего; *4* — насос перекиси водорода; *5* — насос жидкого азота; *6* — теплообменник

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

и охлаждение редуктора), стоимости отработки и изготовления.

Проектирование ТНА включает ряд этапов. Вначале по методикам, основанным на одномерных моделях, с учетом опыта предыдущих разработок рассчитывается геометрия проточной части агрегатов для выполнения эскизных компоновок. Затем проводятся углубленные расчеты проточной части, гидро- и газодинамических характеристик, механических и тепловых нагрузок для насосов и турбин. Для оптимизации проточных частей используются двухмерные, квазитрехмерные и трехмерные модели.

Насосы

Насосы современных ЖРД являются, как правило, осерадиальными: содержат центробежное или диагональное колесо с установленным перед ним осевым колесом (например, шнеком). Широкое применение получили шнекоцентробежные насосы, выполненные с одно- и двусторонним входом жидкости в рабочее колесо (обычно — закрытого типа). В одной ступени насоса может реализоваться давление несколько десятков МПа при расходе до 1,7 $м^3/с$; число центробежных ступеней достигает трех. Чисто осевые насосы в связи с малым напором, получаемым в одной ступени, используют в качестве бустерных агрегатов, устанавливаемых перед основными насосами.

При расчетах криогенных насосов учитывают сжимаемость и изменение термодинамических параметров перекачиваемых жидкостей. На энергетические и кавитационные характеристики насоса влияют находящиеся в жидкости пары, свободные и растворенные газы. Подавляющее большинство насосов ЖРД работают в режиме слабо развитой (скрытой) кавитации при низком входном давлении, позволяющем снизить массу конструкции топливных баков и содержащегося в них газа наддува. Возможность возникновения развитой кавитации со всеми нежелательными последствиями учитывают при расчете запуска ЖРД, когда наблюдаются характерные «провалы» давления на входе в насосы. Необходимо учитывать также возможность возникновения кавитационных автоколебаний в двигательной установке РН. Их совпадение по частоте с собственными колебаниями питающих магистралей, баков или корпуса РН приводит к продольной неустойчивости РН с возможным ее разрушением.

Высокие антикавитационные качества насоса достигаются специальным профилированием проточной части, наряду с выбором геометрических размеров. Входной патрубок проектируют в расчете на ускорение потока — в целях снижения гидравлических потерь и выравнивания поля скоростей перед шнеком, обеспечивая в этом месте скорость потока 5...20 м/с. Используют шнеки переменного шага с втулкой переменного диаметра. При высоком гидравлическом КПД геометрия лопаток шнека должна обеспечить напор, достаточный для устойчивой, бессрывной работы последующего центробежного колеса, а также должна предотвратить кавитационную эрозию проточной части в пределах рабочего ресурса. При выборе геометрических размеров шнека учитывается их влияние на виброактивность насоса и уровень пульсаций давления. Кавитационный коэффициент быстроходности шнекоцентробежных насосов $C_{кр}$ достигает 4500...5000.

Лопаткам центробежного колеса, создающего основную долю напора насоса, придают пространственную форму, профилируемую из условия минимального вихреобразования в потоке. Это необходимо для улучшения энергетических и вибропульсационных характеристик насоса, а также для снижения гидравлических потерь энергии в колесе и отводящем устройстве, преобразующем кинетическую энергию жидкости в статическое давление. При изготовлении насосов применяемые технологические приемы должны обеспечить высокую повторяемость геометрии проточной части. С этой целью входной патрубок, имеющий сложную пространственную форму, обычно изготавливают методом точного литья. Лопатки шнека выполняют фрезерованием на станках с программным управлением. Центробежные колеса закрытого типа изготавливают методом гранульной технологии, отливают по выплавляемым моделям, либо фрезеруют с последующей пайкой (сваркой) покрывного диска.

Отводящее устройство насоса в простейшем случае представляет собой спиральную улитку с прямоосным диффузором. С этим устройством, однако, связана возможность появления гидродинамических радиальных сил, действующих на ротор. С целью их исключения в высоконапорных насосах используют лопаточные направляющие диффузоры (аппараты). В последнее время при конструирова-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нии насосов большой производительности наметилась отчетливая тенденция к использованию отводящих устройств с канальными диффузорными направляющими аппаратами вместо прежних лопаточных. Новые аппараты более технологичны и позволяют применять каналы округлой формы с входными кромками, характеризующимися повышенной частотой собственных колебаний, что повышает статическую и динамическую прочность корпуса. Как правило, указанные направляющие аппараты комбинируют с последующим спиральным сборником, оканчивающимся прямоосным диффузором. Корпуса насосов со спиральной улиткой обычно изготавливают литьем, а конструкции корпусов с направляющими аппаратами являются сварными.

Работоспособность современных ЖРД с дожиганием при низких входных давлениях топлива обеспечивают бустерные ТНА. Для их насосов характерно осевое (с профилированными втулкой и лопатками) рабочее колесо с малыми углами атаки по всей высоте предельно заостренной входной кромки колеса. Применяется осевой отвод, который может завершаться коленом для реализации бокового поворота потока. Используемая проточная часть обеспечивает высокие КПД и антикавитационные качества насоса в широком рабочем диапазоне при отсутствии низкочастотных пульсаций давления и расхода.

Турбины

В ЖРД используют в основном осевые газовые турбины; значительно реже встречаются центростремительные турбины. Бустерные ТНА содержат гидротурбины, приводимые топливными компонентами высокого давления от основных насосов. В ЖРД без дожигания используют турбины активного типа, сверхзвуковые, в расчете на срабатывание высокого перепада давлений (20...50). Для повышения КПД турбины выполняют двухступенчатыми, однако этот параметр достигает лишь 50...70 % ввиду малой величины отношения окружной скорости на среднем диаметре ротора к абсолютной скорости газа на входе в турбину. Малорасходность турбины в сочетании с ограничениями по минимальной высоте роторных лопаток требует парциального подвода газа. Геометрию проточной части турбины выбирают из условия получения максимальной удельной мощности (реализован диапазон 150...750 кВт·с/кг) при соблюдении необходимого запаса прочности. Указанный энергетический параметр является основным и для бустерных турбин, причем для них КПД не считается столь существенной характеристикой.

Турбины ЖРД с дожиганием являются высокорасходными, низкоперепадными (1,2... ...2,0), дозвуковыми с подводом газа по всей окружности ротора. Чаще эти «предкамерные» турбины выполняют одноступенчатыми, реактивными (однако степень реактивности не превышает 0,15...0,30 — во избежание чрезмерных осевых усилий). Большая высота роторных лопаток позволяет профилировать их по высоте, что вместе с условиями дозвукового обтекания лопаток обеспечивает высокий КПД турбины: 75...85 %. Этот параметр является главным критерием при проектировании проточной части наряду с минимальным уровнем статических и динамических нагрузок на ротор. В кислородно-водородных ЖРД турбины выполняют активными, двухступенчатыми, что обусловлено теплофизическими свойствами водородсодержащего восстановительного газа.

За редким исключением турбины выполняют неохлаждаемыми. Обычно их корпуса в ЖРД без дожигания — сварные, изготавливаемые из жаропрочного никелевого сплава. В целях облегчения конструкции и устранения проблемы уплотнения горячего газа корпус сваривают с выходным коллектором; в этом случае приходится разрезать корпус при необходимости демонтажа рабочего колеса. Его изготавливают из жаропрочного сплава, а лопатки крепят к диску посредством сварки или елочного замкового соединения. Высоконагруженные рабочие колеса турбин в ЖРД с дожиганием выполняют за одно целое с лопатками методом точного литья или получают межлопаточные каналы электроэрозионной обработкой. Изготовлены опытные образцы колес методом гранульной технологии. В турбинах, работающих на окислительном газе, проточная часть (за исключением охлаждаемых поверхностей корпуса) покрывается эмалью, металлокерамическим или никелевым покрытием для защиты от возгорания.

Конструирование ТНА

Широко применяемая конструктивная схема ТНА с консольным расположением турбины обладает многими достоинствами: снижение нагрузок на конструкцию газоводов, удобство компоновки высокорасходных насосов с двусторонним входом, меньшее влияние

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

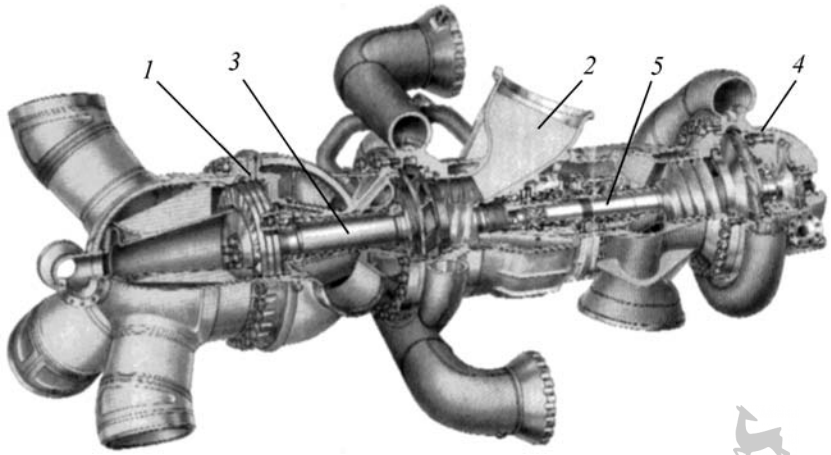


Рис. 7.1.32. ТНА РД-170:
1 — турбина; *2* — насос окислителя; *3* — вал; *4* — насос горючего; *5* — рессора

температурных деформаций на работу подшипников, снижение тепловых потоков от турбины в расположенный рядом насос. Указанная схема органично вписывается в компоновочную схему ЖРД с дожиганием, причем рядом с турбиной удобно размещается насос избыточного топливного компонента, поступающего в газогенератор (рис. 7.1.32). Такое соседство агрегатов снижает опасность возгорания от возможных утечек рабочих тел из полостей турбины и насоса. Наличие в ТНА раздельных валов способствует взаимной изоляции полостей и исключению опасного соприкосновения разнородных продуктов. Корпуса подсборок, смонтированных на раздельных валах, соединяют посредством шпилек через радиальные шпонки, компенсирующие взаимные температурные перемещения агрегатов при работе. Бустерные ТНА, содержащие гидро- или газовые турбины, удобно компонуются в едином корпусе, чем достигается простота конструкции, компактность и малая масса. В целях компактности рабочую решетку турбины выполняют совместно со шнеком, вынося турбинные лопатки на его периферию.

В качестве опор для роторов ТНА используют в основном шарикоподшипники. В ранних конструкциях ТНА с относительно низкой частотой вращения (до 200 $с^{-1}$) и кратковременным рабочим ресурсом для смазки и охлаждения подшипников использовалась консистентная смазка. В современных конструкциях ее функции выполняет сам перекачиваемый компонент топлива. Его проток создается благодаря перепаду давлений между соответствующими полостями насоса, либо при помощи отдельного винтового насоса, который размещают на роторе вблизи подшипника. Ротор ТНА в большинстве случаев опирают на два подшипника: радиальный и радиально-упорный. В процессе исследовательских работ накоплен ограниченный опыт использования гидростатических подшипников, которые весьма перспективны для высокоскоростных роторов применительно к ЖРД длительного ресурса (многократного применения).

Необходимо стремиться к достижению максимальной частоты вращения вала, что является эффективным средством для уменьшения габаритов и массы агрегатов; в большинстве случаев также возрастает КПД. Ограничивающими факторами, помимо кавитационных характеристик насосов, являются критические частоты вращения вала, работоспособность подшипников и контактных уплотнений. В последних конструкциях ТНА находят применение так называемые гибкие роторы, вращающиеся с частотой выше критических значений. Это обстоятельство учитывают при расчете переходных режимов работы ЖРД.

Высокие давления в рабочих полостях ТНА вместе с большими поверхностями вращающихся деталей приводят к появлению на роторе значительных сил, воспринимаемых радиально-упорными подшипниками, износ которых нередко лимитирует ресурс ТНА. Поэтому стремятся уменьшить результирующую осевую силу на роторе выбором местоположения рабо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

чих колес и размещением на разных диаметрах крыльчатки уплотнительных элементов. Теоретически таким образом можно полностью разгрузить подшипник на определенном (номинальном) режиме. В действительности погрешности в изготовлении деталей могут вызвать заметные осевые силы даже на этом режиме. На других же режимах (включая переходные) без принятия дополнительных конструктивных мер осевые силы достигли бы недопустимых величин. Во избежание этого предусматривают автоматические устройства разгрузки подшипника во всем рабочем диапазоне. Они содержат расположенную внутри насоса поверхность ротора, на которую действует переменное давление, зависящее от осевого положения ротора, с управлением величиной давления за счет дросселирующей щели, созданной между корпусом и вращающейся поверхностью. При изменении баланса осевых сил ротор перемещается в осевом направлении до уравновешивания осевой силы, вызвавшей перемещение.

Для разделения насосных полостей высокого и низкого давления используют плавающие кольца и неподвижные лабиринтные уплотнения с различной конструкцией гребешков, с гарантированным радиальным зазором. В последних конструкциях (включая кислородные насосы) получают распространение лабиринтные уплотнения, прирабатывающиеся в процессе работы. Сложнее осуществить герметизацию вращающихся валов, исключающую образование взрывчатых и самовоспламеняющихся смесей в межнасосной полости ТНА. С этой целью обычно предусматривают две группы уплотнений с расположенной между ними дренажной полостью, которую через трубопровод сообщают с наружной средой. Первые уплотнения герметизируют полость насоса с давлением 0,5...2,5 МПа, причем обычно ограничиваются минимизацией утечек в дренажную полость, не добиваясь полной герметичности. Назначение второй группы уплотнений (с перепадом давлений не более 0,3 МПа) — не допустить дальнейшего проникновения по валу утечек в межнасосную полость.

В первую группу уплотнений входят как гидродинамические, так и контактные уплотнения. В насосах, перекачивающих высококипящие компоненты топлива, контактные уплотнения обычно представляют собой резиновые манжеты. Для низкокипящих компонентов используют сегментные чугунные кольца и фторопластовые манжеты (последние обеспечивают герметичность при заливке и захолаживании насоса), а также торцовые уплотнения. Уплотнения второй группы, расположенные за дренажной полостью, обычно повторяют конструкцию контактных уплотнений, используемых в первой группе, причем при использовании торцового уплотнения его рассчитывают на сохранение контакта и при вращении насоса. Применяются торцовые уплотнения сильфонного типа и с вторичными уплотнениями. Перспективны торцовые уплотнения импульсного типа. Стояночные контактные уплотнения могут выполняться с резиноармированной манжетой в расчете на прекращение контакта по валу под действием центробежных сил или с торцевой парой графит — металл в расчете на прекращение контакта под действием возникающего при работе (кислородного) насоса перепада давления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абианц В.Х.** Теория авиационных газовых турбин. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1979. 246 с.

2. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. В 2-х ч.: 5-е изд. М.: Наука, 1991.

3. **Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А.** Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник в 10 т. / под науч. руководством акад. В.П. Глушко. М.: Изд. ВИНИТИ. АН СССР, 1971.

4. **Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.** Теория ракетных двигателей. 4-е изд. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.

5. **Беляев Н.М.** Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение, 1983. 219 с.

6. **Большаков Г.Ф.** Химия и технология компонентов жидкого ракетного топлива. Л.: Химия, 1983. 320 с.

7. **Бугаенко В.Ф.** Пневмоавтоматика ракетно-космических систем / под ред. В.С. Бубника. М.: Машиностроение, 1979. 168 с.

8. **Бычков В.Н., Назаров Г.А., Прищепа В.И.** Космические жидкостно-ракетные двигатели. М.: Знание, 1976. 64 с.

9. **Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А.** Жидкостные ракетные двигатели, основы теории агрегатов ЖРД и двигательных установок. М.: Воениздат, 1970. 592 с.

10. **Волков Е.Б., Судаков Р.С., Сырицын Т.А.** Основы теории надежности ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 399 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

11. **Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю.** Статика и динамика ракетных двигательных установок. В 2 кн. М.: Машиностроение, 1978.

12. **Володин В.А., Ткаченко Ю.Н.** Конструкция и проектирование ракетных двигателей / под ред. В.П. Совейского. М.: Машиностроение, 1984.

13. **Гальперин И.И. и др.** Жидкий водород. М.: Химия, 1980. 228 с.

14. **Гликман Б.Ф.** Автоматическое регулирование ЖРД. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1989. 296 с.

15. **Горев И.И.** Основы производства жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 356 с.

16. **Зрелов В.Н., Серегин Е.П.** Жидкие ракетные топлива. М., 1975.

17. **Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В.** Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М., 1988.

18. **Колесников К.С.** Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем. М., 1971.

19. **Колесников К.С., Рыбак С.А., Самойлов Е.А.** Динамика топливных систем ЖРД. М., 1975.

20. **Космонавтика:** Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Советсткая энциклопедия, 1970. 527 с.

21. **Локай В.И., Максутова М.К., Струнки н В.А.** Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. 4-е изд. М., 1991.

22. **Луарсабов К.А., Пронь Л.В., Сердюк А.В.** Летные испытания ЖРД. М., 1977.

23. **Махин В.А., Миленко Н.П., Пронь Л.В.** Теоретические основы экспериментальной отработки ЖРД. М., 1973.

24. **Миленко Н.П., Сердюк А.В.** Моделирование испытаний ЖРД. М., 1975.

25. **Михайлов В.В., Базаров В.Г.** Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели. М.,1985.

26. **Мошкин Е.К.** Нестационарные режимы работы ЖРД. 2-е изд. М., 1970.

27. **Натанзон М.С.** Неустойчивость горения. М., 1986.

28. **Натанзон М.С.** Продольные автоколебания жидкостной ракеты. М., 1977.

29. **Неустойчивость** горения в ЖРД / пер. с англ.; под ред. Д.Т. Харрье, Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975. 872 с.

30. **Овсянников Б.В., Боровский Б.И.** Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. 3-е изд. М., 1986.

31. **Папок К.К., Рагозин Н.А.** Словарь по топливам, маслам, смазкам, присадкам и специальным жидкостям. 4-е изд. М., 1975.

32. **Паушкин Я.М.** Жидкие и твердые химические ракетные топлива. М., 1978.

33. **Пирумов У.Г., Росляков Г.С.** Течение газа в соплах. М.: Изд-во МГУ, 1978. 288 с.

34. **Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А.** Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

35. **Присняков В.Ф.** Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и систем питания. М., 1983.

36. **Сарнер С.** Химия ракетных топлив / пер. с англ. М., 1969.

37. **Стернин Л.Е.** Основы газовой динамики. М., 1995.

38. **Сточек Н.П., Шапиро А.С.** Гидравлика жидкостных ракетных двигателей. М., 1978.

39. **Шевяков А.А., Калнин В.М., Науменкова Н.В.** Теория автоматического управления ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.

40. **Термические** константы веществ: справочник. Т. 1–10. М., 1965–1981.

41. **Термодинамические** свойства индивидуальных веществ: справочник. 3-е изд. Т. 1–3. М., 1978–1981.

42. **Тимнат И.** Ракетные двигатели на химическом топливе / пер. с англ. М., 1990.

43. **Физико-химические** и эксплуатационные свойства реактивных топлив: справочник. М., 1985.

44. **Химмотология** ракетных и реактивных топлив / под ред. А.А. Браткова. М.: Химия, 1987. 304 с.

45. **Чебаевский В.Ф., Петров В.И.** Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов. М., 1973.

46. **Чистяков П.Г.** Точность систем автоматического регулирования ЖРД и ТРД. М., 1977.

47. **Шевяков А.А.** Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. 3-е изд. М., 1970.

48. **Шевяков А.А.** Системы управления ракетных двигателей и энергетических установок. М., 1985.

49. **Штехер М.С.** Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М., 1976.

50. **Эдельман А.И.** Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей. М.,1970.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 7.2

СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

7.2.1. ЗАДАЧА ОТРАБОТКИ

Наземная отработка ДУ на жидком топливе — важнейший и наиболее трудоемкий этап создания современных РН и КА различного назначения, включающий в себя технические, экономические и организационные мероприятия. Она предусматривает большой объем различных видов испытаний, использование сложнейшего, порой уникального, стендового оборудования, применение новейших информационно-управляющих и регистрирующих и обрабатывающих информацию систем, разработку нормативно-методической, эксплуатационной и технологической документации, четкую организацию взаимодействия многих предприятий и организаций различных отраслей промышленности. При этом под термином отработка понимается комплекс организационно-технических мероприятий по обеспечению экспериментального определения и подтверждения показателей надежности и качества ДУ, а также составляющих ее систем и агрегатов и оценки соответствия их характеристик требованиям ТЗ во всем диапазоне эксплуатационных условий [1].

ДУ с ЖРД современных РН и КА представляют собой сложный комплекс взаимосвязанных совместно функционирующих ЖРД и пневмокомплекс *пневмогидравлических систем* (*ПГС*). Поскольку испытания ЖРД в составе ступеней РН и ДУ проводят только после завершения автономной отработки составных частей, входящих в двигатель (систем, агрегатов, элементов и узлов), ниже рассматриваются преимущественно методы комплексной отработки ПГС ДУ.

При проектировании и отработке ПГС ДУ возникает множество проблем, связанных с длительной эксплуатацией изделий в неблагоприятных условиях окружающей среды, применением в качестве топлива энергоемких и пожаро- и взрывоопасных высококипящих или криогенных компонентов с широким диапазоном рабочих температур, напряженными динамическими и тепловыми режимами работы, повышенными требованиями по надежности.

Способы отработки ПГС целиком определяются спецификой создаваемой ДУ, ее назначением, условиями эксплуатации, наличием или отсутствием прототипов, а также сроками создания, материальными затратами и т.п.

С учетом этих факторов принимаются решения о структуре и последовательности этапов экспериментальной отработки, о требуемом числе структурных элементов, агрегатов и систем, необходимых для выполнения каждого из этапов, о соотношении видов испытаний и т. д.

Проектирование и отработка, проводимые практически одновременно при создании ПГС ДУ, включают в себя решение ряда вопросов не только по обеспечению надежности и эффективности элементов ПГС, но и по проверке их работоспособности в натурных условиях эксплуатации. В связи с этим на практике предусматривают большой объем различных видов испытаний, проводимых с применением сложного стендового и пускового наземного оборудования. При этом специально создаются экспериментальные установки (как модельные, так и выполненные в натуральную величину), новейшие технологические приемы, позволяющие в совокупности воспроизводить или имитировать нагрузки на элементы конструкции ПГС, характерные для натурных условий при последующей эксплуатации [2].

Современные стенды для испытаний ДУ представляют собой весьма сложные сооружения, включающие целый комплекс стендовых систем: силовую раму для установки объекта испытания, хранилища рабочих жидкостей и газов, емкости для слива компонентов, коммуникации для подачи рабочих тел к объекту испытания, систему вакуумирования магистралей и систему насыщения компонентов топлива газами, системы энергоснабжения, управления испытаниями, регистрации и обработки их результатов, а также системы пожаротушения, дегазации, нейтрализации, дожигания остатков топлива и т. д.

Использование тех или иных стендов для наземной отработки зависит от назначения и мощности ЖРДУ, применяемых компонентов, особенностей эксплуатации, этапов отработки, экономических соображений, складывающейся кооперации предприятий-разработчиков (конструкторов, изготовителей, испытателей) ДУ и изделия в целом. С учетом всех изложенных обстоятельств и выбирают оптимальный вариант создания новой РН или модернизации уже существующей.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

7.2.2. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Отработка любого сложного технического объекта, в том числе и ЖРДУ, — одна из важнейших составляющих обеспечения и контроля заданных уровней его качества и надежности. Именно на этой стадии создания новой техники получают экспериментальные показатели, определяющие действительный технический уровень объекта (ЖРДУ). Совершенно очевидно, что достижение высоких показателей надежности возможно только при условии, когда организационно-методические принципы отработки сформулированы на начальной стадии создания ЖРДУ и последовательно реализуются на всех стадиях отработки.

Методика экспериментальной отработки ЖРДУ определяется особенностями решения следующих вопросов:

методического планирования видов и объема отработки;

реализацией планов экспериментальной отработки;

оценкой эффективности экспериментальной отработки.

Методическое планирование экспериментальной отработки ЖРДУ направлено на определение последовательности и требуемых объемов испытаний, содержание условий и режимов их проведения, позволяющих получить информацию для оценки показателей надежности ДУ, используемую для формирования выводов при разработке заключения о техническом состоянии ДУ, а в последующем и о пригодности ее к проведению ЛКИ [3].

В задачи отработки входит решение следующих принципиальных вопросов:

исследование частных механизмов физических процессов с целью получения исходных данных, необходимых для создания изделия;

экспериментальная проверка соответствия характеристик и систем изделия расчетным данным.

Применительно, например, к кислородно-водородным ЖРДУ, основные особенности решения указанных задач обусловлены в первую очередь:

теплофизическими свойствами криогенных компонентов топлива, требующими применения своеобразных технических решений для систем и конструкции агрегатов ПГС ДУ;

пожаро- и взрывоопасностью компонентов топлива;

особенностями поведения конструкционных материалов при криогенных температурах;

изменениями термодинамического состояния топлива в системах подачи, которые приводят к влиянию тепломассообменных процессов на характеристики систем питания ДУ [4].

Общие положения и порядок организации отработки регламентированы Положением РК-98 [5].

Реализация планов отработки определяется в основном экономическими и техническими возможностями при выполнении двух условий:

получением количественной информации о запасах работоспособного состояния каждой из отрабатываемых систем;

достоверности информации, характеризующей работоспособность систем в условиях, приближенных к натурным условиям эксплуатации изделия.

Возможны две концепции проведения экспериментальной отработки изделий РКК.

Первая делает основной упор на проведение большого числа летных испытаний с целью подтверждения правильности принятых технических решений и внесения изменений в конструкцию по результатам каждого летного испытания. Такая концепция отработки была принята, например, в США на ранних этапах развития ракетной техники (программы «Атлас» и «Титан-1») и в СССР (программа «Восток»). Основным недостатком этого подхода к отработке является высокая стоимость и продолжительность из-за необходимости проведения большого числа летных испытаний при малой информативности каждого из них. Так, по программе «Атлас» потребовалось провести более 150 испытательных летных пусков, по программе «Титан-1» — более 30.

Второй подход предусматривает перенос основного объема отработки на наземные испытания, что требует воспроизведения в наземных условиях штатных условий для функционирования объектов испытания. При этом на летные испытания выносятся только те проблемы, которые невозможно отработать на Земле. Именно такой подход преобладает в настоящее время в практике ракетного двигателестроения, так как при огромных затратах на организацию и проведение летных испытаний они, как правило, оказываются менее информативными.

Эффективность отработки ДУ определяется оценкой ее технического состояния на соответ-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ствие требованиям ТЗ на разработку. Мерой работоспособности ДУ является надежность, количественным показателем которой принята *вероятность безотказной работы* (*ВБР*).

ВБР оценивают по каждой из отрабатываемых систем ДУ (структурно-функциональных элементов) и на основе их оценок определяют ВБР для ДУ в целом.

При разработке и создании нового изделия основным документом, определяющим комплекс конструктивных, научно-методических и организационно-технических мероприятий, направленных на получение требуемых значений показателей надежности заданных в ТЗ, является *программа обеспечения надежности* (*ПОН*), которая в конечном счете определяет структуру процесса отработки. ПОН ДУ представляет собой сводный документ, определяющий номенклатуру, последовательность, объем и методическое обеспечение работ, выполнение которых на всех стадиях создания способствует обеспечению заданной надежности ДУ. ПОН и является основой для последующей разработки *комплексной программы экспериментальной отработки* (*КПЭО*) и частных программ испытаний, которые дополняют, уточняют и конкретизируют работы, предусмотренные ПОН при отработке ДУ.

КПЭО представляет собой организационно-технический документ, определяющий состав объектов испытаний, их цели и задачи, порядок проведения, а также содержащий сведения о порядке оценки показателей надежности по результатам экспериментальной отработки, о подтверждении требований по безопасности, порядке создания конструкторской и эксплуатационной документации, составе организаций, участвующих в отработке, о порядке контроля за выполнением КПЭО.

7.2.3. ОСНОВНЫЕ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ, ПОДВЕРГАЕМЫЕ СТЕНДОВЫМ ИСПЫТАНИЯМ

Наиболее ответственным и трудоемким этапом, характеризующимся длительными сроками проведения работ и высокой стоимостью, является комплексная отработка систем питания ДУ. Под ПГС питания понимают совокупность пневмогидравлических элементов, включающих топливные баки, аккумуляторы давления, демпфирующие устройства, агрегаты автоматики и регулирования, а также расходные магистрали, устройства и системы, обеспечивающие заправку баков компонентами топлива, зарядку газами аккумуляторов давления, питание демпфирующих устройств, хранение рабочих продуктов без нарушения их эксплуатационных характеристик, предстартовый и основной наддув газовых подушек баков, непрерывную подачу топлива с заданными расходами, давлениями и температурами на входы в двигатели при запуске и на различных режимах работы, слив топлива из баков, сброс газов из баков и аккумуляторов давления, а также функционирование агрегатов автоматики и регулирования в соответствии с циклограммой работы и программой полета.

Состав ПГС в определенной мере зависит от назначения ДУ, условий эксплуатации и типа применяемого ЖРД.

ЖРД, предназначенные для установки на РН, имеют узкий круг задач, связанных в основном с обеспечением разгона и стабилизации на активном участке полета.

В ПГС ДУ РН и КА входят системы: топливная, заправки, наддува, ограничения давлений наддува, управления состоянием топлива, а также вспомогательные системы. Каждая из этих комплексных систем, как правило, состоит из нескольких более простых функциональных частей, классифицируемых как подсистемы.

Топливная система ДУ включает:

расходные магистрали (трубопроводы, узлы и агрегаты, обеспечивающие транспортировку (подачу) компонентов топлива);

заборные устройства (внутрибаковые устройства, обеспечивающие организованную подачу компонентов из топливных емкостей с минимальными остатками);

устройства перелива, обеспечивающие перекачку компонентов из одной емкости в другую;

устройства демпфирования колебаний уровня топлива, позволяющие уменьшить амплитуды колебаний топлива в баках и магистралях;

устройства управления положением топлива и разделения жидкой и газовой сред, обеспечивающие непрерывную подачу жидкого топлива в ЖРД (для ДУ КА).

Система заправки обеспечивает:

заправку топливом (слив, повторную заправку, дозаправку);

зарядку рабочими газами и их сброс при необходимости;

дренаж баков компонентов топлива.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Система наддува обеспечивает необходимые давления в топливных баках и может состоять из предпускового и основного наддувов.

Система ограничения давления состоит из комплекса устройств, предохраняющих ПГС от разрушения и разгерметизации в процессе отработки и эксплуатации.

Система управления состоянием топлива обеспечивает требуемые характеристики и параметры компонентов топлива при эксплуатации ПГС (терморегулирование, контроль параметров рабочей среды в баках, контроль агрегатного состояния топлива).

К **вспомогательным системам** относятся системы пневмоуправления агрегатами, продувки, отбора проб на анализ, аварийного слива, нейтрализации.

При отработке ПГС ДУ используют два подхода:

1. Отработка элементов ПГС и ПГС в целом при холодных и горячих проливках в составе систем питания натурных размеров до выхода на огневые стендовые испытания ДУ в составе блока (ступени) РН.

2. Отработку элементов ПГС и ПГС на модельных установках для разработки и уточнения методов определения параметров ПГС и выбора окончательного варианта ее конструкции.

При первом подходе в наземных условиях на стенде проверяют все режимы заправки, стоянок, термостатирования и слива компонентов топлива с имитацией режимов работы двигателей. Это влечет необходимость создания специальных стендов для выполнения указанных испытаний с имитацией реальных условий эксплуатации и увеличения экономических затрат на экспериментальные работы. Но это в конечном итоге оправдано, так как при последующем проведении летных испытаний исключаются отказы и аварийные ситуации.

Во втором случае при создании крупноразмерных РН из-за ограниченных возможностей испытательных стендов многие вопросы отработки решают на маломасштабных модельных установках. Это приводит к необходимости проведения большого цикла испытаний по проверке и отладке режимов заправки, слива, циркуляции и термостатирования компонентов топлива в натурных системах питания ДУ на стартовом комплексе. При этом часть режимов работы принципиально не может быть воспроизведена при модельных испытаниях и их проверку проводят уже при заключительных испытаниях РН.

При проведении летных испытаний это может вызвать отказы некоторых систем и в итоге возрастание экономических затрат и, как правило, которые оказываются значительно выше, чем в первом случае [6]. Первый подход, позволяющий в максимальном объеме проверить системы ДУ и режимы испытаний в процессе наземной отработки РН, является более предпочтительным по сравнению со вторым. Ниже дается описание и методы стендовой отработки основных пневмогидравлических систем ЖРДУ.

Общие сведения о системах заправки

Система заправки обеспечивает заполнение топливных баков компонентами топлива, их опорожнение и слив в случае необходимости. По особенностям теплофизических процессов, протекающих в баках при заправке, различают заправку высококипящими и криогенными компонентами. В настоящее время все большие требования предъявляют к точности заправки. Контроль заправки может проводиться массовым или объемным методами.

Для массовой заправки требуется наличие сложных высокоточных весов или специальных дозирующих устройств. При этом как в стендовых условиях, так и на стартовой позиции, изделие (ДУ, блок или РН) жестко связано с наземными средствами множеством электро-, пневмо- и гидрокоммуникаций, в связи с чем обеспечить высокую точность выдачи массовой дозы весьма сложно. Массовый метод контроля в связи с этим обычно используется для относительно малых космических ДУ.

В блоках мощных РН обычно применяют объемный способ контроля уровня: по переливу или по датчику уровня. Контроль уровня заправки проводят по дискретному датчику уровня, точки измерения на котором расположены по высоте бака, при этом в верхней части бака датчик имеет большее число точек или устанавливается датчик с непрерывным сигналом. Топливные баки с криогенными компонентами могут быть выполнены с теплоизоляцией и без нее. Например, бак окислителя с жидким кислородом для первых ступеней РН в некоторых вариантах не теплоизолируется, что накладывает свои особенности на отработку технологии заправки, состав систем и предстартовую подготовку. Пересчет объемной дозы на массовую может осуществляться аналитическими методами, учитывающими изменение плотности компонента от температуры и потери на испарение.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Отработка систем заправки

При создании экспериментальных установок для отработки систем питания исходят из возможности совмещения решения задач на одной установке. Так, обычно совмещают решение задач заправки топливного бака, предстартовой стоянки и отработки системы наддува на одной экспериментальной установке. При этом к конструкции материальной части для проведения работ предъявляют следующие требования:

максимально возможное соответствие стендового варианта штатному;

обеспечение возможности проведения нескольких циклов испытаний на одной установке;

обеспечение замены ряда конструктивных элементов;

обеспечение безопасности при проведении испытаний.

Испытательный стенд должен обеспечивать:

снабжение жидкими и газообразными продуктами;

имитацию штатных условий работы;

управление циклограммой срабатывания агрегатов;

регистрацию и обработку измеряемых параметров;

контроль параметров стендовых систем;

безопасность проведения испытаний с учетом требований техники безопасности и экологии.

Конечной целью экспериментальной отработки является выдача заключения о работоспособности каждой из систем в составе ДУ, а также о готовности к огневым стендовым испытаниям, проводимым после завершения холодных испытаний.

Отработка систем заправки высококипящих компонентов обычно не вызывает особых трудностей и состоит в проверке соответствия требованиям ТЗ количества заправляемого компонента, обеспечения заданного объема газовой подушки в баке, достижения необходимой температуры компонента и газосодержания. Для получения охлажденного или подогретого компонента, диапазон изменения, температуры которого обычно составляет ± (45...50) °С, применяют стендовые системы термостатирования, использующие теплообменники с холодными (например, жидкий азот) или горячими (пар) теплоносителями.

Большую сложность представляет отработка системы заправки криогенными компонентами.

Непосредственно перед заправкой бака, предназначенного для заполнения криогенным компонентом, проводят вентиляцию его внутренней полости до достижения точки росы –(55...70) °С. При использовании в качестве компонента жидкого водорода проводят, кроме того, так называемую водородную подготовку магистралей и бака изделия. Водородная подготовка имеет целью удаление кислорода, содержащегося в воздухе, и включает в себя многократное (6–8 циклов) полоскание (наддув–сброс) полостей газообразным азотом при температуре окружающей среды с последующим замещением азота сначала на газообразный, а затем (при захолаживании) — на жидкий водород. В особо ответственных случаях вместо азота используют гелий.

В процессе отработки системы заправки криогенными компонентами решают множество задач, обусловленных особенностями таких компонентов. К их числу относятся, например, выбор скорости подачи компонента в бак и циклограммы проведения заправки, определение пропускной способности дренажно-предохранительного клапана, определение температурного профиля жидкости и газа в баке и др. Особые требования предъявляют к получению и поддержанию заданной температуры криогенного компонента в баке. Для этого используют системы термостатирования и барботирования.

При работе системы термостатирования компонент с низкой температурой подают в бак. При этом одновременно из бака сливают компонент; расходы жидкости на вход в бак и на слив из него должны быть одинаковыми, чтобы сохранялся постоянным уровень заправленного в бак компонента.

При отработке системы барботирования газообразный гелий подают в нижнюю часть бака. Пузырьки газа, всплывая, увлекают за собой жидкость, что приводит к выравниванию температурного поля жидкости по высоте бака. Кроме того, в газовые пузырьки гелия происходит испарение жидкости, что способствует некоторому снижению температуры жидкости.

Целями отработки этих систем является получение заданных параметров при конкретном конструктивном выполнении (высота расположения и размеры коллектора подачи компонента или газа, оптимальные режимы рабо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ты и др.), а также выбор окончательного варианта конструкции, удовлетворяющего требованиям ТЗ.

В процессе стоянки бака, заполненного криогенным компонентом, происходит изменение уровня жидкости в баке, который снижается в результате испарения за счет внешних теплопритоков. Для его восстановления предусматривают операцию «подпитка баков компонентом», при котором для восстановления уровня в бак подают компонент по линии заправки с малым расходом.

В процессе предстартовой стоянки заправленного криогенного бака проверяют систему поддержания избыточного давления, оценивают теплопритоки к жидкости и качество теплоизоляции, отрабатывают технологию подпитки бака, режимы работы систем термостатирования и барботирования. Кроме того, проверяют работу системы пожаровзрывопредупреждения, системы обеспечения температурных режимов, системы аварийного слива компонентов.

В задачи экспериментальной отработки системы захолаживания расходных топливных магистралей входят получение безударного заполнения насосов ЖРДУ криогенным топливом к моменту запуска двигателя и обеспечение заданной температуры жидкости на входе в насосы, а также предотвращение гидроударов и кавитационного срыва насосов в процессе запуска.

В системах с жидким кислородом захолаживание расходных магистралей обычно проводят с помощью системы циркуляции, в которой кислород, охлаждающий расходную магистраль, возвращается в бак по линии циркуляции. Для увеличения скорости движения жидкости в магистраль циркуляции вводят газ, создающий эффект так называемого газлифта. В системах с жидким водородом захолаживание расходных магистралей обеспечивают протоком жидкости с последующим ее выбросом.

Особое внимание должно быть обращено на совместную работу систем заполнения таких компонентов, как жидкий кислород и керосин. В случае размещения насосов окислителя и горючего на одном валу турбонасосного агрегата возникает опасность замерзания керосина при длительной стоянке с залитыми насосами. При этом необходимо учитывать эффект замкнутого пространства, создаваемый хвостовым отсеком.

Отработка систем наддува

Системы наддува топливных баков обеспечивают создание в газовых подушках давлений, необходимых для заполнения полостей насосов и запуска двигателей, а также для их нормальной работы в полете. На современных ракетах с ЖРД находят применение газобаллонные, газогенераторные, химические или испарительные системы наддува. Системы наддува по назначению обычно подразделяются на системы предварительного (предстартового) и основного (полетного) наддува.

Необходимость предстартового наддува баков после заправки диктуется требованиями обеспечения условий хранения (стоянки) ДУ, а также поддержания уровня предпусковых давлений в диапазоне, обеспечивающем бескавитационную работу насосов, нормальное заполнение магистралей и запуск двигателей до момента выхода на режим агрегатов основного наддува. Наличие избыточного давления в тонкостенных баках придает им дополнительную устойчивость, особенно во время увеличения перегрузок, действующих на элементы конструкции при запуске ДУ.

Для *предстартового* наддува используют газы высокого давления от наземных агрегатов (баллонов). Такие системы наддува отдельную экспериментальную отработку обычно не проходят. В некоторых случаях предстартовый наддув осуществляют с помощью химического наддува. Система химического наддува использует компоненты (как правило, самовоспламеняющиеся), заправленные в топливные баки ДУ. В газовый объем бака горючего впрыскивается окислитель (или наоборот горючее) для создания контролируемого процесса горения, что приводит к повышению давления в баке. Система химического наддува требует большого объема экспериментальной отработки. Целями таких исследований является обеспечение безопасности работы и получение заданных параметров. Экспериментальную отработку такой системы наддува проводят на модельной материальной части. При этом исследуют процессы, возникающие при впрыске компонента на (или под) свободную поверхность топлива, влияние дробления впрыскиваемой струи, потребные расходы, оптимальные углы впрыска, уровни приемлемых температур стенок бака и топлива и др.

Целью экспериментальной отработки системы *основного* наддува топливного бака является получение в процессе полета РН заданного давления в баке при минимально возможном

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

расходе газа наддува, так как баллоны наддува расположены на борту ракеты. С этой целью повышают температуру газа наддува, используют так называемый высокотемпературный наддув. Это, наряду с положительным эффектом снижением массы газа, приводит к тепломассообменным процессам в газовом объеме бака и прогреву конструкции и верхнего слоя компонента, что требует большого объема экспериментальных работ.

Для баков с криогенными компонентами в отечественной практике применяют системы наддува подогретыми парами компонента, в частности, для наддува бака с жидким водородом. Жидкий компонент после насоса поступает в испаритель-подогреватель, а затем в виде паров идет на наддув бака. Возможно и схемное решение, когда подогретые пары отбираются от двигателя, например, из рубашки охлаждения камеры сгорания. Температура подогретых паров компонента при поступлении в бак может превышать температуру содержащегося в нем компонента в 3...10 раз. В связи с этим отличительной особенностью высокотемпературного наддува бака с криогенным компонентом является наличие в газовом объеме бака интенсивных тепломассообменных процессов. Из-за колебаний жидкости в баке при полете ракеты эти процессы интенсифицируются, поэтому наземная отработка систем наддува баков с криогенными компонентами может проводиться на качающемся стенде с имитацией режимов и параметров качания бака в процессе полета ракеты.

Как свидетельствуют результаты летных испытаний РН, одним из распространенных замечаний по работе системы наддува является повышение температуры конструкции бака или температуры верхнего слоя жидкости выше допустимой. При этом результаты расчетов по существующим методикам значительно отличаются от экспериментальных данных. Это вызвано сложностью тепломассообменных процессов в баке, в значительной степени зависящих от конструкции бака и схемных решений. Часто замечания и дефекты, выявляемые при экспериментальной отработке систем, являются следствием недостаточной изученности физических процессов, протекающих в системах вообще и наддува в частности.

С экономической и технологической точек зрения изучение физических процессов целесообразно проводить на маломасштабных моделях, исследуя отдельные системы. Строгое соблюдение всех условий подобия процессов на натуре и модели связано с большими трудностями, а иногда вообще оказывается невозможным. В связи с этим широкое применение получили методы приближенного моделирования.

Это, в первую очередь, относится к системам со сложными процессами, к числу которых относится система наддува топливного бака. При работе в газовом объеме бака осуществляется теплообмен газа с конструкцией бака, тепломассообмен на границе фаз газ–жидкость, передача тепла в глубь жидкости и другие процессы. В таких случаях для моделирования выбирают тот критерий подобия, который определяет основной характер процесса, пренебрегая другими.

Часто при экспериментальной отработке на моделях применяют местное (локальное) моделирование, при котором подобие процессов, протекающих в модели и натуре, реализуется не во всей модели, а только в отдельном ее элементе. В процессе экспериментальных исследований локальное моделирование последовательно осуществляют в различных элементах системы и, таким образом, после цикла испытаний получают информацию о процессах в целом, протекающих в натурной системе. Особенно широко локальное моделирование используют при моделировании систем и агрегатов, в которых основную роль играют теплообменные процессы, так как в этих случаях трудно реализовать подобие температурных полей на всех границах модели, а сохранение подобия этих полей в отдельных элементах модели не представляет трудностей.

Задачами исследований на моделях, как правило, является проверка соответствия процессов известным закономерностям. Используя большой опыт инженерной практики, в этих случаях применяют известные эмпирические зависимости, подходящие по диапазону изменения критериев для исследуемого процесса. Численная оценка критериев подобия должна быть определена до начала экспериментов.

С помощью локального моделирования проводилось, например, исследование процессов в топливном баке при работе одной из систем наддува, которое включало в себя следующие этапы:

изучение течения газа в устройстве ввода газа в бак и на выходе из него;

исследование течения газа в свободном объеме бака, изменяющемся в процессе слива;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

изучение прогрева верхнего слоя жидкости;

изучение прогрева верхнего днища и стенок бака;

определение энергетической работоспособности газа наддува.

На основании результатов этих работ были разработаны рекомендации по оптимизации систем наддува баков РН «Зенит» и «Энергия», а также разработаны методики оценки основных параметров систем.

Система демпфирования

Применение в ПГС ДУ систем демпфирования колебаний давления в топливоподающих магистралях обусловлено необходимостью обеспечения продольной устойчивости РН в процессе полета. Опасность возникновения продольной неустойчивости РН тем больше, чем ближе собственные частоты колебаний корпуса РН и колебаний топлива в системе питания. Поэтому один из методов повышения запаса устойчивости, который нашел наибольшее распространение на практике, состоит в изменении динамических характеристик расходных магистралей. При этом стремятся понизить собственную частоту колебаний топлива путем установки в систему питания демпферов различной конструкции, как правило, газового типа.

Основное назначение системы демпфирования–гашение (уменьшение) в расходных магистралях гидроударов и провалов давления, возникающих в моменты запуска и останова ДУ, а также снижение амплитуд пульсаций давления при работе ДУ в полете, что и обеспечивает в итоге повышение продольной устойчивости РН.

В задачи экспериментальной отработки системы демпфирования входят снятие амплитудно-фазовых частотных характеристик (АФЧХ) демпфера и подтверждение работоспособности системы в условиях, максимально приближенных к штатным. Экспериментальная установка обычно включает в себя бак с компонентом, расходную магистраль с демпфером и пульсатор, который имитирует близкие к ожидаемым пульсации давления с заданными частотой и амплитудой. При экспериментах могут быть использованы крупномасштабные модели топливных баков и натурные или модельные магистрали питания. Выбор масштаба в каждом конкретном случае определяется располагаемыми возможностями стенда и условиями гидродинамического подобия. Для возбуждения колебаний давления используют пульсаторы различного типа: эксцентриковые, электрогидравлические, электродинамические и др. Вид амплитудно-фазовых частотных характеристик, получаемых в процессе экспериментов, в определяющей мере зависит от конструктивного исполнения бака и магистрали питания (или их моделей), особенностей демпфирующих устройств, объемов заполнения внутренних полостей жидкостью, вида вынужденных колебаний. Получение АФЧХ является конечной целью проводимой отработки, по результатам которой корректируют окончательные конструктивные параметры штатных систем демпфирования.

Определение работоспособности теплоизоляции топливных баков с криогенным компонентом

Теплоизоляция баков при работе в составе ПГС выполняет функцию защиты криогенного топлива от внешних теплопритоков в период предстартовых операций и на активном участке полета РН. Теплоизоляция работает в сложных условиях целого ряда воздействий, таких как большие перепады температур, существенные деформации, вызванные изменением размеров бака при заправке (а также при возможных сливах и повторных заправках компонента), действие аэродинамических сил при полете РН в плотных слоях атмосферы, вибрационные и акустические нагрузки при работе двигателей ДУ и др. Указанные виды нагружений приводят к изменениям характера тепло- и массообменных процессов внутри пакета теплоизоляции, нарушают целостность материала теплоизоляции и уменьшают ресурс ее работы.

В элементах ПГС ДУ используют различные типы теплоизоляции: пенопластовые, экранно-вакуумные, композитные (или их сочетания) и др. Каждый из этих типов по-своему откликается на воздействующие эксплуатационные факторы. Например, при использовании широко распространенной пенопластовой изоляции в процессе эксплуатации могут возникать следующие повреждения, приводящие к ухудшению ее теплоизоляционных качеств:

растрескивание пенопласта под действием термомеханических напряжений из-за деформации бака при захолаживании, заправке и отогреве конструкций при наддуве бака;

отрыв отдельных частей пенопласта давлением со стороны бака, создаваемым испаряющимся на его поверхности конденсатом

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

атмосферного воздуха при отогреве в период слива с наддувом, в том числе и аварийного слива;

эрозия и деструкция внешней теплоизоляции за счет скоростного напора и трения, создаваемых потоком набегающего воздуха;

частичное механическое разрушение зоны контакта с баком от виброакустических воздействий работающих двигателей.

Наличие таких разнообразных условий нагружения теплоизоляции требует создания сложных модельных или полноразмерных экспериментальных установок для проверки ее эффективности и подтверждения работоспособности в натурных условиях. Экспериментальная отработка предусматривает решение задач, связанных с исследованием указанных воздействий, а также с определением возможных вариантов ремонта теплоизоляции в случаях появления трещин и отслоений. В частности, при нанесении слоев теплоизоляции и ремонте хорошо зарекомендовали себя клеи типа компаунд и др.

7.2.4. КОМПЛЕКСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ И ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Комплексные стендовые испытания — заключительный этап наземной экспериментальной отработки, включающий холодные и огневые испытания ДУ. Их проводят после завершения автономной отработки агрегатов и ПГС ДУ для комплексной проверки и подтверждения совместной работоспособности двигателей, пневмогидравлических систем топливоподачи и других систем, обеспечивающих функционирование ДУ в условиях, приближенных к условиям эксплуатации в составе РН. Применяемые для испытаний ДУ изготовляют в основном в соответствии со штатной технической документацией. Отличия могут состоять в введении дополнительных средств измерений, обеспечивающих повышение информативности получаемых результатов экспериментов, а также в обеспечении удобства замены некоторых агрегатов одноразового применения, что позволяет повторное проведение испытаний. Экспериментальные ДУ ракетных блоков для стендовых испытаний комплектуют штатными системами и агрегатами, бортовой кабельной сетью системы управления, комплектом датчиков и аппаратуры системы измерений, приспособлениями для установки изделия на стенд, его кантования и транспортировки. В ряде случаев материальная часть для комплексных холодных испытаний, в отличие от объекта испытаний для огневых работ, может иметь в своем составе лишь гидравлический имитатор или тепловой макет двигателя.

При комплексных испытаниях проверяют и подтверждают:

полноту и качество отработки конструкторской документации;

степень отработки технологии изготовления ДУ;

правильность выбора способов контроля работы агрегатов и систем изделия;

эффективность использования контрольно-измерительных средств, средств диагностики и *системы аварийной защиты* (*САЗ*) и испытательного оборудования.

Комплексные испытания проводят при вертикальном расположении ДУ на стенде, масса и тяга, которой воспринимаются силовыми элементами стенда. Баки изделия заправляют натурными компонентами топлива из стендовых хранилищ или из расходных стендовых емкостей.

Объектом комплексных испытаний является ДУ, в состав которой входят системы:

топливоподачи с натурными баками горючего и окислителя;

заправки, слива и термостатирования компонентов в топливных баках, контроля давления в баках и уровня заправки компонентов топлива;

наддува и дренажа со штатными агрегатами для хранения и генерации рабочего тела;

регулирования кажущейся скорости (РКС) и соотношений компонентов (РСК) с приводами от системы управления штатной конструкции;

пневмоуправления бортовыми агрегатами;

натурных двигателей с агрегатами топливоподачи и получения тяги, а также управления положением ДУ в полете.

Каждое комплексное испытание включает в себя ряд технологических операций, проводимых до и после испытания, а также во время испытания. Последовательность и порядок проведения этих операций определяется для каждого конкретного изделия технологическим планом работ и циклограммой функционирования систем и агрегатов ПГС ДУ.

Комплексные холодные испытания предшествуют огневым испытаниям. Их проводят

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

как раздельно по линиям окислителя и горючего, так и совместно по обеим линиям, при этом решаются следующие основные задачи:

отрабатывают процессы при подготовке баков к заправке и проведении заправки при хранении криогенных компонентов топлива в баках с натурной теплоизоляцией или без таковой (для не теплоизолированных баков);

отрабатывают процессы захолаживания и заправки расходных магистралей от баков до двигателей ДУ и определяют их гидравлические характеристики;

отрабатывают систему бортового наддува и дренажа баков, оптимизируют ее параметры и режимы работы с учетом масштабного фактора и натурного испытания элементов конструкции;

определяют суммарную негерметичность конструкции ПГС после захолаживания (термостатирования) и нагружения рабочим давлением систем ДУ;

подтверждают работоспособность агрегатов, систем, узлов и элементов ПГС в составе изделия при работе на штатных рабочих телах и оценивают достаточность принятых ресурсов агрегатов для работы по полному штатному циклу;

отрабатывают вспомогательные системы, обеспечивающие работу ДУ, и оценивают их тепловые режимы;

оценивают влияние чистоты жидких и газообразных компонентов на работоспособность элементов ПГС.

Комплексные огневые стендовые испытания (ОСИ) ДУ проводят после завершения цикла холодных комплексных испытаний. При проведении ОСИ решают следующие основные задачи:

подтверждают на режимах, близких к эксплуатационным, работоспособность двигателя (двигателей) в составе ДУ во время совместной работы с другими системами изделия и проверяют соответствие параметров ДУ значениям, заданным в ТЗ на разработку РН:

определяют гидравлические, тепловые и динамические характеристики систем топливоподачи, наддува и дренажа при работающем двигателе;

определяют работоспособность и характеристики систем РСК и РКС, а также системы одновременного опорожнения баков;

подтверждают эффективность алгоритмов работы ПГС ДУ и временных характеристик процессов при захолаживании систем и работающем двигателе;

оценивают влияние работы всех систем ДУ на герметичность и прочность элементов ПГС и надежность узлов крепления с учетом вибронагружений и акустических воздействий;

оценивают статистику о характеристиках ДУ и о надежности функционирования элементов ПГС и подтверждают суммарный ресурс элементов ПГС при имитации штатной циклограммы работы натурного ракетного блока;

оценивают возможность и удобство обслуживания ДУ в процессе эксплуатации.

По результатам холодных и огневых комплексных испытаний выдается заключение о готовности ДУ к летным испытаниям, являющимся завершающим этапом отработки опытных образцов ДУ.

7.2.5. ПРИНЦИПЫ, МЕРОПРИЯТИЯ И СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖРДУ

Повышенная степень опасности стендовых испытаний ЖРДУ характеризуется наличием следующих опасных и вредных факторов, сопутствующих испытаниям:

большим количеством горючих и поддерживающих горение веществ (в том числе токсичных, самовоспламеняющихся и взрывоопасных), заправляемых в объект испытания или используемых в наземном оборудовании (керосин, гидразин, жидкие кислород и керосин, пусковые горючие типа триэтилалюминия, бутила и т.п.);

способностью водорода образовывать с кислородом и воздухом пожаро- и взрывоопасные смеси в широком диапазоне концентраций с низкой энергией инициирования;

наличием высоконапряженных агрегатов и элементов конструкции, которые могут послужить источником возникновения аварийных исходов испытания (ЖРД, агрегаты рулевых приводов, топливные баки, баллоны и магистрали под высоким избыточным давлением, пиросредства и др.);

присутствием больших количеств жидких водорода и кислорода как источников больших температурных напряжений несущих конструкций, в том числе и в случае их пролива (для кислородно-водородных блоков);

использованием в значительных количествах газообразного азота, который при накоплении его в замкнутых помещениях может привести к гибели обслуживающего персонала;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

возникновением высокотемпературных газовых струй ЖРД, вибраций и акустических полей высоких энергий, сопровождающих запуск и работу ДУ, включение газоэжекторов, дожигателей и т.п.

Типовым сценарием развития аварийной ситуации является разгерметизация систем ДУ на этапе запуска или работы двигателей на основном режиме с проливом и возгоранием компонентов, возникновение пожара или взрыва. При испытаниях кислородно-водородных блоков описанный сценарий развития аварии усугубляется тем, что может возникнуть не только при огневом испытании, но и в процессе заправки при образовании водородно-воздушной смеси внутри отсеков изделия или стенда.

В основе обеспечения безопасности испытаний ЖРДУ лежат два принципа:

а) последовательное усложнение испытаний;

б) анализ возможных аварийных ситуаций и разработка до начала испытаний конструктивных и организационных мер по предупреждению и (или) локализации развития аварии.

Первый из них предполагает исключение появления автономно неотработанного или малонадежного узла (агрегата) в составе установки для комплексных испытаний, а также исключения перехода к последующему этапу отработки без завершения предыдущего, предусмотренного КПЭО, то есть соблюдение последовательности:

математическая модель явления;

маломасштабное моделирование;

автономные испытания с воспроизведением условий эксплуатации;

комплексные холодные испытания;

огневые стендовые испытания.

Второй принцип реализуются путем внедрения мер безопасности, закладываемых на этапах проектирования изделия и ДУ, составления программ испытаний, проведения собственно стендовых испытаний и обеспечения общих организационно-технических мероприятий по безопасности.

Так, в составе РБ, поставляемых для стендовых испытаний, как правило, реализована уже на этапе проектирования большая часть мероприятий, обеспечивающих их безопасность и безаварийность при штатной эксплуатации, к числу которых, в частности, относятся:

применение негорючих и не поддерживающих горение конструкционных материалов;

использование на борту РН штатных средств аварийной защиты, предусматривающих немедленное прекращение испытания (полета) при выходе за допустимые пределы наиболее ответственных параметров (давлений в баках, давлений и температур компонентов на входе в насосы, оборотов ТНА, температуры газов на входе в турбинные полости ТНА, опасных концентраций паров компонентов топлива в полостях изделия, хвостовом отсеке и др.);

применение систем резервирования систем, агрегатов, элементов;

пожаро- и взрывобезопасное исполнение электрооборудования, систем управления и контроля параметров;

раздельная компоновка линий окислителя и горючего;

защита от воздействия статического электричества (металлизация, заземление) и др.

Для повышения безопасности условий проведения ОСИ ДУ, дополнительно к штатным системам, ПГС оснащают:

системами аварийного слива компонентов топлива и аварийного дренажа баков;

системами аварийного наддува баков от стендовых систем и сброса давления из баллонов с газом высокого давления;

броневой защитой баков от осколков при возможном разрушении агрегатов двигателя;

системами дополнительных продувок и аварийной защиты двигателя при появлении признаков ненормального функционирования его агрегатов;

системами дополнительного охлаждения сопел камер сгорания и рулевых агрегатов (для высотных двигателей) при работе в наземных условиях на стенде;

системами контроля концентрации накопления взрывоопасных газов и паров компонентов топлива.

Мероприятия и средства обеспечения безопасности, реализуемые в составе стендового комплекса, призваны локализировать или свести к минимуму последствия развития аварийных ситуаций, возникающих на объекте испытаний. К основным из них относятся системы:

автоматизированного дистанционного контроля и управления стендовыми системами испытания, в том числе в случаях нештатных ситуаций:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

водяного и пенного пожаротушения на объекте испытаний;

нейтрализации проливов компонентов топлива в лоток стенда;

охлаждения лотка и выхлопных струй (факела);

газового анализа среды в отсеках объекта испытаний и сооружениях стенда;

подачи инертных газов для замещения воздушной среды и вентиляции отсеков объекта испытаний или стенда;

отвода и безопасного дренирования (дожигания) паров компонентов с объекта испытаний;

хранение и подачи в отсеки газообразного азота высокого давления или фреона для целей пожаротушения;

телефонной, шлемофонной, громкой связи, теленаблюдения.

Самые надежные и эффективные технические средства обеспечения безопасности могут не дать ожидаемого эффекта при отсутствии должных мер по общей организации подготовки и проведения стендовых испытаний. Организационные мероприятия на этапе подготовки к стендовым испытаниям включают:

разработку планов (инструкций, правил) действий участников испытаний (в частности, операторов и ведущих) в случаях возникновения нештатных ситуаций;

обучение обслуживающего персонала правилам техники безопасности и действиям в аварийных и нештатных ситуациях с проведением тренировок и сдачей соответствующих зачетов;

обеспечение обслуживающего персонала на время проведения испытаний средствами индивидуальной защиты.

На время проведения стендовых испытаний дополнительно принимают следующие меры:

назначают зоны, откуда проводят эвакуацию всех посторонних лиц и организуют охрану этой зоны;

для обслуживающего персонала также назначают более ограниченные зоны, куда прекращают доступ на определенных этапах испытаний;

привлекают мобильные средства пожаротушения, которые в отсутствие аварийных ситуаций находятся в резерве и задействуются при необходимости;

организуют оперативное оповещение обслуживающего персонала и представителей службы, задействованных в испытаниях, о возникновении аварийных ситуаций.

Таким образом, отработка ЖРДУ, блоков и ступеней современных РН, находясь на стыке многих направлений технологий, фундаментальных и прикладных наук, требует для своей практической реализации сосредоточения усилий и привлечения опыта высококвалифицированных специалистов многих отраслей промышленности. Тем не менее, несмотря на отмеченные трудности, эти совместные усилия находят реальное и успешное воплощение в реализованных и новых проектах отечественного ракетно-космического машиностроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А.** Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

2. **Барсуков В.С., Бершадский В.А., Галеев А.Г.** Экспериментальные установки и системы стендов для испытаний пневмогидросистем ДУ ЛА на криогенных компонентах топлива. М.: Изд-во МАИ, 1992. 79 с.

3. **Макаров А.А., Денисов К.П., Гайдуков В.И. и др.** Обобщение опыта экспериментальной отработки кислородно-керосиновых и кислородно-водородных двигательных установок ракет-носителей на стендах НИИХИММАШ: научно-технический отчет. Т. I-V. Сергиев Посад, НИИХИММАШ, 1995.

4. **Методическое** руководство для испытателей и конструкторов РКТ по наземной экспериментальной отработке ЖРД, ЖРДУ и КА / под ред. Денисова К.П. Т. I-III. Сергиев Посад, НИИХИММАШ, 1998.

5. **Положение** о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов (Положение РК-98-КТ).

6. **Методы** отработки ракетно-космических комплексов / под общ. ред. В.Ф. Грибанова. М.: Машиностроение, 1995. 352 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Раздел 8
СИСТЕМЫ РАКЕТ НОСИТЕЛЕЙ

Глава 8.1
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

8.1.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Эффективность осуществления космических проектов и космической деятельности в современном мире в значительной степени определяется достигнутым и совершенством и надежностью используемых *средств выведения* (*СВ*) разнообразных космических объектов.

Космические ракеты (*КР*) и РБ являются доминирующей компонентой целевого *ракетно-космического комплекса* (РКК). В состав РКК входят КР, *стартовое сооружение* (*СС*) с соответствующей инфраструктурой (заправочный комплекс, наземная энергосистема, коммуникации, технологическое оборудование), средства связи, средства информатики, спецустройства подготовки и проведения пуска. СС представляет собой сложный инженерно-технический комплекс, оборудованный средствами обеспечения астрономо-геодезических, телеметрических, внешнетраекторных и других измерений. РКК — концентрация достижений страны в области новейшей техники и высоких технологий.

Основа функциональности РКК — потоки измерительной, сигнальной и командной информации, которая циркулирует между элементами, приборами, агрегатами РН и подсистемами РКК. Главным источником и распределителем этой информации по основному составу функциональных звеньев РКК является СУ РН.

Определяющими факторами уровня СВ выступают функциональные возможности, уровень технических характеристик и надежность СУ, РКК и СВ в целом.

СУ — одна из важнейших систем РН и всего РКК. Ее генеральная задача — управление подготовкой пуска и пуском РН, обеспечение управляемого движения РН на активном участке полета в целях надежного выведения *полезного груза* (*ПГ*) на заданную орбиту или близкую к ней. Выводимые объекты — КА, доразгонные орбитальные блоки и т.п. могут иметь и имеют свою систему довыведения на требуемую орбиту. В задачу СУ могут входить управление движением отделяемых ступеней РН, если предусматривается их спасение для повторного использования.

СУ выполняет ряд операций, обеспечивающих основу для решения генеральной задачи:

– восприятие и обработка исходных данных на пуск РН;

– расчет *полетного задания* (*ПЗ*) на запуск ПГ;

– проведение предстартовой подготовки всех подконтрольных СУ подсистем и агрегатов РН;

– контроль готовности к пуску РН;

– принятие команды «Пуск».

Надежность предстартовой подготовки и пуска РН базируется на периодических регламентных проверках состояния аппаратуры СУ и смежных систем в процессе наземной эксплуатации РКК, включая контроль точностных параметров СУ в условиях наземных испытаний.

В генеральную задачу СУ РКК на активном участке полета РН входят следующие основные действия:

стабилизация движения ракеты в пространстве и во времени при воздействии возмущающих факторов, влияющих на параметры угловой ориентации ракеты и движения ее центра масс;

контроль и самоконтроль состояния бортовых систем и агрегатов РН, а также приборов СУ, формирование команд управления РН в зависимости от фазы полета, действующих возмущающих факторов и т.д.;

обеспечение требуемой ориентации ракеты для реализации заданных условий выведения ПГ и работы средств измерений;

обеспечение требуемой точности управления выведением ПГ в момент отделения го-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ловной части, а также динамических условий отделения ПГ или сближения кооперируемых объектов в космосе;

реализация оптимальных условий для минимизации энергетических затрат при воздействии допустимых возмущающих факторов;

обеспечение надежности работы аппаратуры (узлов и элементов) с использованием канального приборного, элементного и алгоритмического резервирования;

обеспечение экологической безопасности КР путем минимизации районов падения отделяемых элементов КР, полного выгорания топлива и т.п.;

в случае нештатной ситуации вырабатывает команды на прекращение полета, в том числе на аварийный подрыв ракеты.

При проектировании СУ главную роль наряду с функциональными свойствами играют достижения в решении проблемных вопросов технологии, информатики, выбора элементной базы прецизионного приборостроения, средств электротехники и электроники, ориентированных на высокие точность, информативность и надежность работы, а также бортовое энергосбережение.

Основные проблемы создания СУ — оптимальность управления и повышение точности управления, снижение массогабаритных характеристик и электропотребления аппаратуры СУ; повышение надежности работы, повышение автоматизации подготовки РКК к запуску КА и пуску ракеты.

8.1.2. СЕРТИФИКАЦИОННЫЙ СТАТУС СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

СУ средств выведения ПГ на заданную орбиту ИСЗ представляют собой сложные приборно-технические разнесенные комплексы, объединяемые в единую систему разнообразными средствами современной электротехники и информатики как внутри собственной структуры, так и с внешними абонентами. Они по своей структуре и функциональным свойствам относятся к классу больших информационно-технических систем.

СУ СВ имеют следующую классификацию:

1. Комбинированные СУ с радиоуправлением — автономная угловая стабилизация с радиокоррекцией боковых отклонений, выдачей команд на выключение ДУ и отделение головной части либо решение одной из этих задач радиосредствами.

2. СУ со средствами внешней коррекции — астрокоррекция, коррекция от навигационной спутниковой системы, высотомеров и т.д.

3. Автономные СУ (обеспечивающие полет ракеты и управление на участке выведения без использования информации от наземных или космических средств и объектов).

Выбор одного из перечисленных типов СУ СВ осуществляется на начальных этапах проектирования в зависимости от состава решаемых РКК задач и технических возможностей при создании средств для их решения.

Для перечисленных типов СУ, особенно для автономных, применяется классификация по типу головного прибора (или приборов) системы угловой стабилизации:

– СУ на свободных гироскопах;

– платформенные системы (с гироскопическими, лазерными или другими чувствительными элементами угловой ориентации);

– рассыпные системы с датчиками угловых скоростей стабилизируемого объекта.

СУ на свободных гироскопах («Гирогоризонт», «Гировертикант» и др.) имеет, например, ракета «Р-7», которая вывела на космическую орбиту первый в мире ИСЗ, также она радиоуправляема. Платформенными автономными системами обладают, например, СУ ракет «Протон-М», «Энергия», «Зенит» и др. Рассыпные системы находят применение в большинстве КА.

СУ СВ независимо от функциональных особенностей выводимых объектов (ИСЗ, космические буксиры, возвращаемые аппараты или космические межпланетные экспедиции и т.п.) состоит из *бортовой системы управления* (*БСУ*) и *наземной системы управления и контроля* (*НСУК*), связанными в период подготовки запуска с *наземным управляющим комплексом* (*НУК*) РКК.

НУК во взаимодействии с НСУК и БСУ осуществляет проверочно-пусковые операции подготовки запуска КА — взаимодействие с ним по *командной радиолинии* (*КРЛ*) согласно задачам запуска КА.

БСУ КР является центральной системой всего РКК, непосредственно связанной со все-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ми другими его системами и службами, включая автоматизированную заправку КР компонентами топлива.

РБ, входящий в состав СВ КА, может иметь собственную СУ. В этом случае БСУ делится на СУ ступеней — СУ РН и СУ РБ, а НСУК делится на наземные СУ РН и РБ.

СУ СВ в аппаратном воплощении представляют собой совокупность приборов, разнообразных устройств и средств информатики, обеспечивающих в соответствии с ПЗ и произведенным азимутальным наведением управляемый полет ракеты. Данным СУ необходимо постоянное совершенствование приборных решений и технических характеристик, опираясь на самые современные достижения техники и технологий в целях снижения своих массогабаритных характеристик, электропотребления, повышения надежности и точности работы, расширения функциональных возможностей.

Функциональное назначение и техническое воплощение СУ СВ современных РКК обладают следующими свойствами:

– расчленением системы на ряд обособленных подсистем, являющихся в своей функциональной сфере системами, допускающими дальнейшее расчленение;

– сохранением общей целенаправленности функционирования при функциональных расчленениях;

– циркуляцией больших потоков информации детерминированного и стохастического (вероятностного) типов;

– присутствием в системе и ее подсистемах определенного числа входов и выходов, что относит ее к системам открытого вида;

– иерархичностью системы, позволяющей соблюдать принципы подчиненности низших уровней высшим;

– наличием многоцелевого аспекта функционирования отдельных подсистем, обеспечивающих надежность решения генеральной задачи, поставленной перед СУ и КР;

– функциональным комплексированием и интеграцией, что относит СУ СВ к сложным техническим системам.

Создание инерциальных СУ — одно из выдающихся достижений научной и инженерной мысли, показатель высочайших технологических достижений промышленности, которыми был отмечен XX век.

8.1.3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СТРУКТУРА И ПРИБОРНЫЙ СОСТАВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Функциональная структура СУСВ КР как специфическая информационно-техническая система весьма консервативна. В отечественных и зарубежных разработках она имеет достаточно сходный облик. Унифицированное представление СУ СВ отображено на рис. 8.1.1, где представлены основные подсистемы БСУ СВ: стабилизации, наведения, бортовой электроавтоматики, электропитания, телеметрических измерений. Данные подсистемы взаимосвязаны информационно и электрически, подчиняются единой циклограмме полета, положенной в основу подготовленного и введенного в БСУ ПЗ. Перечисленные подсистемы имеют достаточно сложную структуру и реально подвержены дальнейшему делению на подсистемы внутри собственной структуры. Основные компоненты такого деления также показаны на рис. 8.1.1.

Первое представление о задачах названных функциональных подсистем БСУ вытекает из их наименований. Наземная часть СУ СВ — наземная система управления и контроля (НСУК), связана с *системой дистанционного управления* (*СДУ*) НУК. БСУ и НСУК взаимосвязаны между собой в условиях проведения штатных и частных технологических операций подготовки запуска. Система телеметрических измерений связана с бортовым радиокомплексом, который в общем, не принадлежит БСУ. Ядром современной БСУ СВ является инерциальный измерительный комплекс командных приборов (ККП) с *бортовым цифровым вычислительным комплексом* (*БЦВК*). Именно их технологическое совершенство и информационно-техническое развитие лежит в основе приобретения новых функциональных возможностей СУ СВ, дающих основания для разделения этапов развития ракетно-космической техники на последовательные поколения, отличающиеся между собой диалектическим переходом от количества новых появляющихся функций к новым качествам РКК.

Первое поколение РКК началось с легендарной «семерки» — пакетной «Р-7», возвестившей миру о начале космической эры. Этому этапу РКК предшествовали боевые отечественные первопроходцы, начиная с боевого ракетного комплекса с ракетой «Р-1».

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

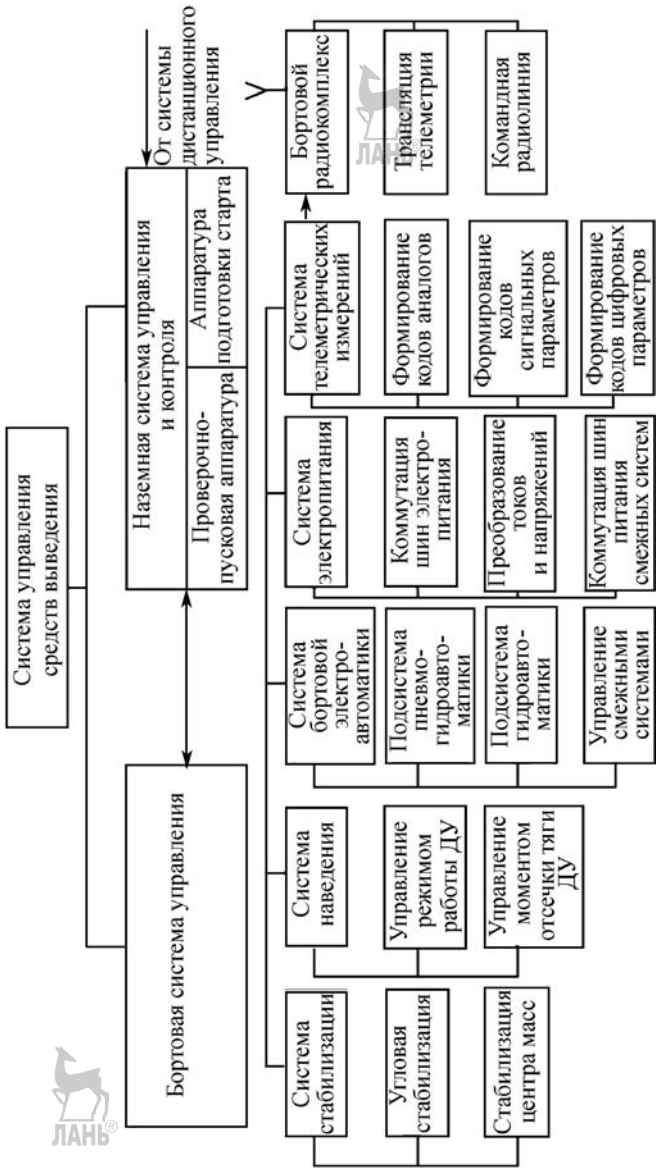


Рис. 8.1.1. Унифицированная функциональная структура СУ СВ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Приборный состав СУ СВ

Приборный состав СУ СВ изменялся вслед за расширением их функций от поколения к поколению вслед за развитием элементной базы электромеханических и электронных устройств, совершенствования их конструкций и технологий изготовления, повышения надежности, снижения стоимости, освоения новых прогрессивных материалов и приемов их обработки. Функциональная структура СУ СВ имеет консервативное ядро. Унифицированный приборный состав СУ СВ представлен на рис. 8.1.2.

Главенствующую роль в приборном составе СУ СВ играют КПП и БЦВК. В генеральной задаче СУ СВ эти комплексы решают главное — обеспечивают устойчивый полет РН на активном участке по подходящей траектории и выведение ПГ на орбиту с заданной точностью.

Носитель инерциальной системы координат на борту КР — гиросистема на базе гироскопов различного типа: электромеханических, лазерных, криогенных и др.

Гиросистема в ККП имеет систему стабилизации и приведения в горизонт (следящую систему разомкнутого типа) для решения задач азимутального наведения и калибровок точностных параметров элементов и приборов ККП, обеспечивающих точность выведения ПГ. Устойчивый полет обеспечивает эффективная работа рулевых органов РН, управление приводами которых осуществляет усилитель–преобразователь рулевых машинок по информации от БЦВК, который получает сигналы от датчиков угла поворотов РН, находящихся в составе ККП.

В приборный состав БСУ входят специализированные преобразователи токов и напряжений, функционирующие в составе БСУ при посредстве блока коммутации электрических цепей (слаботочных и сильноточных). Электропитание приборов и агрегатов на борту осуществляется от бортовой батареи с помощью разрабатываемых в процессе проектирования приборов БСУ вторичных источников питания, удовлетворяющих эксклюзивным требованиям своих абонентов. Общей их задачей при проектировании вторичных источников питания, не теряющей актуальности, является повышение КПД.

Наземная аппаратура СУ СВ имеет в своем составе аппаратуру подготовки старта, включая взаимодействие с внешними системами — дистанционного управления, заправки компонентами топлива, регламентными проверками СУ и т.п., а также служебные стойки и пульт оператора, связанные с бортом РН и аппаратурой подготовки старта электрическим и *цифровым каналами связи* (*ЦКС*).

Жесткие требования к массогабаритным, прочностным, жесткостным характеристикам конструкции аппаратуры СУ, ее тепловым характеристикам, электропотреблению и надежности вынуждают разработчиков аппаратуры СУ ориентироваться на самые передовые достижения технологии, материаловедения, схемотехники, организации бортовых каналов электро- и информационной связи.

Особое значение имеет выбор и применение элементной базы электротехники, прецизионной электромеханики и релейно-контактных схем и устройств. Весьма широко практикуется методология воспроизведения удачных схемных и структурно-функциональных решений на новой элементной базе, дающей заметные конструктивные выгоды с точки зрения получения более экономичных и рациональных параметров аппаратуры. При этом существует традиция использовать новую элементную базу при создании приборов, имеющих прототипы, а саму элементную базу апробировать на других образцах аппаратуры, позволяющих достаточно полно выявить ее особенности.

Технические и технологические достижения в области космического приборостроения имеют конверсионный характер и по своей сути определяют уровень научно-технического потенциала страны по отношению к мировому уровню. Их значение выходит далеко за рамки ракетно-космической техники, становясь нередко рубежами достижений человечества.

Производство аппаратуры СУ, особенно средств информатики и прецизионной электромеханики, таких как гироскопические устройства, измерители параметров движения, датчики углов, моментов и т.д. подчиняются требованиям государственных и отраслевых.

Основная часть бортовой аппаратуры СУ размещается в герметизированных приборных отсеках–контейнерах, что выгодно конструктивно. Технологичность конструк-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

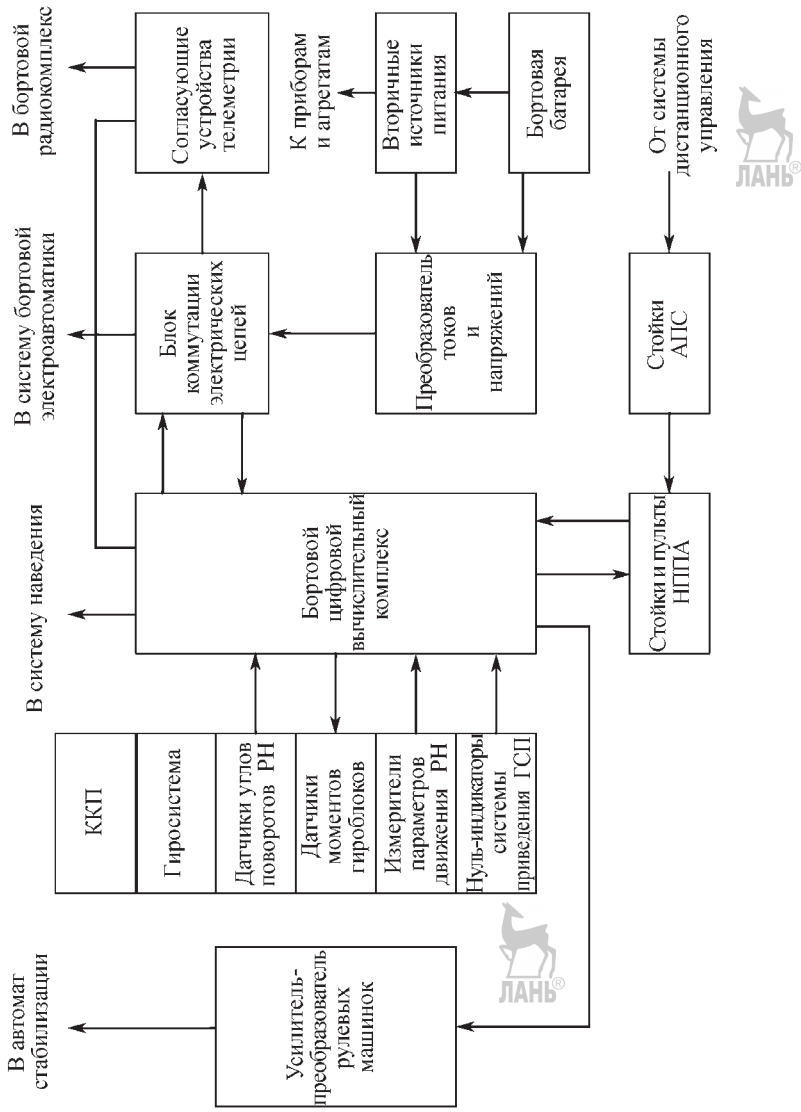


Рис. 8.1.2. Унифицированный приборный состав СУ СВ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ций приборов аппаратуры СУ обеспечивается системой мероприятий, главными из которой являются:

– рациональное расчленение приборов на отдельные функционально законченные узлы (блоки), что позволяет изготавливать их независимо друг от друга;

– отработка процесса сборки блоков и приборов до уровня, не требующего применения уникального инструмента и оснастки;

– исключение ручного труда при монтаже приборов и узлов, включая внутриприборные межсоединения на плоских ленточных проводах и пайку выводов микросхем;

– использование в процессе изготовления приборов и блоков аппаратуры контрольно-регулировочных, испытательных и приемосдаточных испытаний с использованием экстремальных режимов работы приборов и их элементов.

Большинство электронных приборов, входящих в состав контейнера, представляет собой бескорпусные этажерочные конструкции на печатных платах, жестко прикрепленные к основаниям, рамам контейнеров. Контейнеры заполняются инертным газом, что способствует длительной эксплуатации электронных приборов, размещенных внутри отсеков. Контейнеры имеют специальное лакокрасочное покрытие, обеспечивающее снижение уровня радиационного воздействия на электронные приборы. Применение рамных конструкций при создании контейнеров обеспечивает высокие прочностные и жесткостные характеристики. При этом создается система последовательного типа воздухожидкостного отвода тепла через теплообменники контейнеров с эффективной принудительной конвекцией внутри контейнеров.

Весь комплекс конструктивно-технологических мероприятий обеспечивает необходимые условия для правильного функционирования электронных приборов и точной работы прецизионных электромеханических приборов.

Бортовые приборы измерений и стабилизации РН в полете

К бортовым измерительным приборам, работающим в трактах автомата стабилизации РН и автономного решения бортовой навигационной задачи, относятся:

гироскопические приборы направления — двухстепенные и трехстепенные гироскопы в гироплатформах или в виде свободных курсовых гироскопов в составе структур инерциальной ориентации РН на активном участке полета;

измерители параметров движения центра масс РН в заданных направлениях в инерциальном пространстве, реализуемой бортовой гиросистемой.

Бортовые приборы измерений и автономного управления РН в полете обычно объединены конструктивно в инерциально-измерительный блок — комплекс командных приборов (ККП).

ККП — ядро современной БСУ, часто конструктивно объединяющий в своем составе материальный носитель инерциального пространства для РН — трехосную *гиростабилизированую платформу* (*ГСП*), на которой, заданное (стабилизированное) положение занимают измерительные приборы бортовой системы навигации и наведения. Данные приборы выдают информацию, обработка которой по заложенным в БСУ алгоритмам дает необходимые проекции вектора скорости $\boldsymbol{V}(t)$ центра масс КР и проекции вектора его положения $\boldsymbol{R}(t)$ в системах координат, выбранных, чтобы обеспечить оптимальность условий для решения бортовой задачи «попадающей» траектории, а также задач внешнего наблюдения за параметрами движения КР на активном участке в интересах послеполетного анализа.

Материальные воплотители инерциального пространства разнообразны. В большинстве случаев они представляют собой стабилизированные в пространстве оси или площадки (платформы), работа которых основана на инерциальных свойствах вращающегося твердого тела сохранять стабильным в пространстве положение оси своего вращения (например, гироскопы).

Термин «гироскоп» определяет средства для наблюдения вращения: гиро — «вращаю», скоп — «наблюдаю». Долгое время термин «гироскоп» понимался как быстро вращающийся маховик, стабильность положения оси вращения которого хорошо иллюстрирует детская игрушка волчок.

Однако к настоящему времени эволюция этого понятия привела к тому, что гироскопами стали называть широкий класс приборов и устройств, в том числе таких, в кото-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

рых не содержится вращающихся тел (лазерный гироскоп, волновой твердотельный гироскоп и др.). Но в гироскопическом приборном многообразии фундаментальная роль принадлежит традиционному механическому гироскопу, а именно роторному, в котором носителем быстрых циклических движений является ротор, симметричный быстровращающийся маховик.

Все замечательные свойства гиросистем, т.е. систем, имеющих в своем составе роторные гироскопы, связаны со свойствами данного быстровращающегося тела при его разнообразных взаимодействиях с окружающими телами и объектами, диктуемых задачами управления КР в полете.

Для технических применений стабилизирующих свойств ротора ограничивают его поступательные перемещения, оставляя свободу для угловых эволюций окружающих его конструктивных элементов. Этому служит подвес роторного гироскопа — система твердых рамок (колец), соединенных ортогонально одноосными шарнирами, что обеспечивает «развязку» ротора от вращающейся Земли, позволяя оставлять ось его вращения неподвижной в инерциальном пространстве. Такая система колец называется карданом подвесом (рис. 8.1.3), а быстровращающийся ротор *1* — гироскопом в карданом подвесе. Он имеет три степени свободы — ось вращения ротора *H* и оси вращения *4* и *5* рамок подвеса (трехстепенной гироскоп). Рамка *2* называется внутренним кольцом карданова подвеса, рамка *3* — внешним. Ось внешнего кольца *4* связывают с основанием — механическим объектом (кораблем, ракетой, самолетом и т.п.), на котором установлено такое гироскопическое устройство.

Конструктивное оформление карданова подвеса может быть весьма разнообразным. Большей частью маховик (ротор) помещается внутри герметичной камеры, называемой кожухом роторного гироскопа. С ним связаны подшипники оси собственного вращения. Кожух играет роль внутренней рамки (кольца) карданова подвеса. Получается трехстепенный гироблок (рис. 8.1.4) — техническое устройство по схеме рис. 8.1.3.

Датчики углов 5 и 6 (рис. 8.1.4) способны давать информацию об изменении углов ориентации основания относительно неподвижного в пространстве ротора *H* гироскопа, если их связать с осями внутреннего и внешнего колец,

На рис. 8.1.5 представлены углы тангажа $\nu(t)$, рыскания $\psi(t)$, вращения $\varphi(t)$, которые однозначно определяют ориентацию корпуса ракеты в инерциальном пространстве, реализуемом гиросистемой СУ КР, в частности на трехстепенных гироблоках (рис. 8.1.4).

На рис. 8.1.6 представлена схема расположения датчиков угловой стабилизации ракеты на трехстепенных гироскопах в предстартовом положении: два свободных гиро-

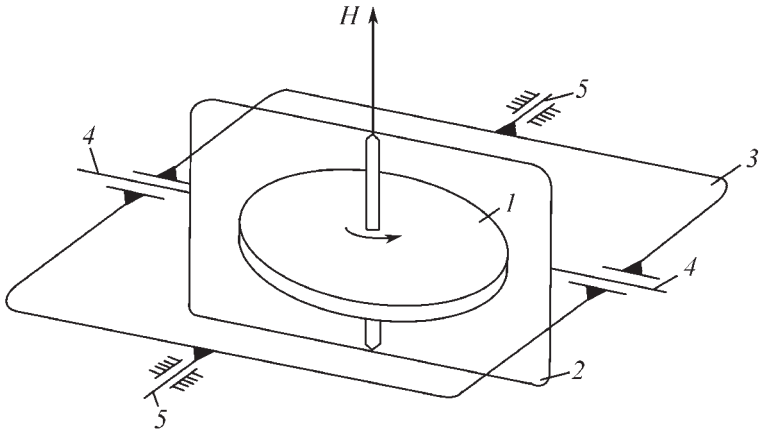


Рис. 8.1.3. Гироскоп в карданом подвесе:
1 — ротор гироскопа; *2* — внутреннее кольцо; *3* — внешнее кольцо; *4* — выходная ось (ось прецессии); *5* — входная ось (ось стабилизации), связанная со стабилизируемым в пространстве объектом через подшипники

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

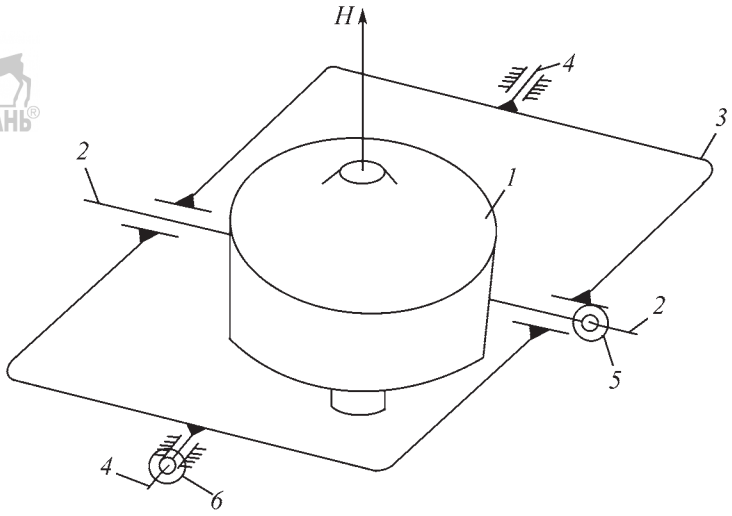


Рис. 8.1.4. Трехстепенный гироблок:
1 — кожух гироскопа; *2* — ось прецессии гироблока; *3* — внешнее кольцо; *4* — выходная ось; *5*, *6* — датчики углов положения объекта в пространстве

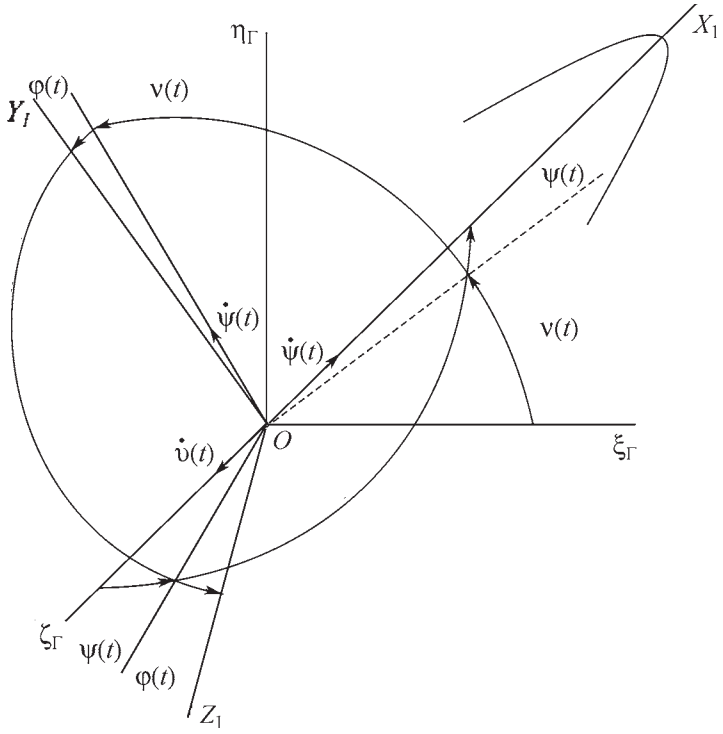


Рис. 8.1.5. Углы ориентации корпуса РН в инерциальном пространстве $o\xi_Г\eta_Г\zeta_Г$:
X_1 — направление продольной оси РН; $\nu(t)$ — угол тангажа; $\psi(t)$ — угол рыскания (курса); $\varphi(t)$ — угол вращения (крена); $\dot{\nu}(t)$, $\dot{\psi}(t)$, $\dot{\varphi}(t)$ — угловые скорости соответственных переменных (углов стабилизации РН)

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

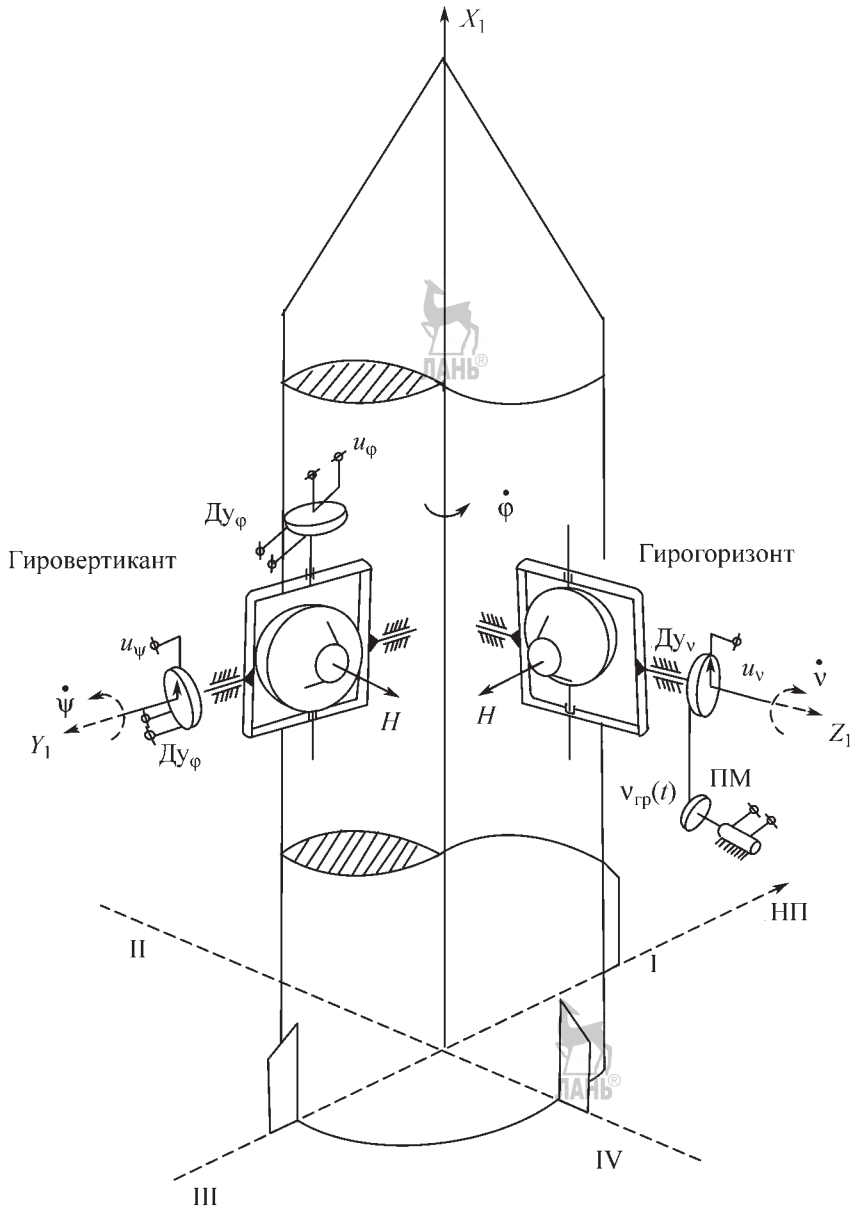


Рис. 8.1.6. Схема расположения датчиков угловой стабилизации ракеты на трехстепенных гироскопах

скопа — «Гировертикант» и «Гирогоризонт» из структуры ККП ракеты «Р-7». Там же показаны места расположения датчиков углов тангажа ДУ$_\nu$, рыскания ДУ$_\psi$, вращения ДУ$_\varphi$, дающие информацию в *автомат стабилизации* (*АС*) о текущей ориентации КР, определяемой углами $\nu(t)$, $\psi(t)$, $\varphi(t)$ в соответствии с рис. 8.1.5. На рис. 8.1.7 показана схема управления углами $\nu(t)$, $\psi(t)$, $\varphi(t)$ в результате работы рулевых органов РН под управлением автомата стабилизации. Знаки «+» или «–» указывают на положительные или отрицательные приращения управляемых углов.

Влияние *автономной системы* спутниковой *навигации* (*АСН*) типа «Глонасс» на точностные и эксплуатационные характеристики

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СУ должно существенно возрасти. Использование системы АСН в СУ позволяет снизить требования к точностным характеристикам гиростабилизированной платформы, сократить на участке полета время предстартовой подготовки за счет явного упрощения подготовки гиростабилизированной платформы к полету (уменьшение требований по числу и точности предстартовых замеров, снижение требований к точности азимутального прицеливания РН и РБ). Кроме того, данный подход позволяет создавать более дешевые комплексы командных приборов за счет снижения требований по точности.

В перспективе для СУ СВ ракетно-космической техники наряду с традиционными ККП, построенными на базе гиростабилизированных платформ, все чаще применение будут находить так называемые «рассыпные» системы, отличительной особенностью которых является использование в качестве источника навигационной информации бесплатформенных инерциальных блоков.

Прежде всего, это обусловлено повышением точностных характеристик гироскопов и акселерометров, чувствительных элементов инерциальных систем и широким развитием систем спутниковой навигации, информация с которых используется для коррекции показаний навигационной системы. В этих условиях для ряда применений традиционные платформенные системы избыточно точны, что приводит к неоправданным затратам при их изготовлении и эксплуатации.

К достоинствам таких блоков в первую очередь можно отнести меньшие габариты, массу и энергопотребление. Кроме того, более высокая технологичность их изготовления приводит к существенному снижению себестоимости системы.

Включение в состав комплекса командных приборов спецвычислителя позволит оптимизировать «срез» получаемой инерциальной информации, что освободит вычислительный комплекс СУ от достаточно специфичных задач первичной обработки информации инерциальных чувствительных элементов и учета систематических и калибруемых параметров в их моделях погрешностей.

Таким образом, существенно упростится процесс адаптации ККП к практически любой СУ, а число параметров передаваемых СУ в общем случае не превысит десяти.

Вопросы стабилизации космической ракеты в полете

Полет и управление РН на активном участке траектории проходят в существенно меняющихся условиях, которые определяются главным образом свойствами атмосферы и ее воздействием на ЛА. При этом необходимо рационально преодолевать силу тяготения, что требует выбора оптимальных траекторий. Топливо на борту ракеты всегда в дефиците из-за стремления «забросить» в космос полезный груз возможно большей массы. Поэтому управление траекторией строится так, чтобы преодоление сопротивления атмосферы и тяготения было оптимальным по расходу компонентов топлива, для чего по согласованным критериям (в рамках задачи запуска КА) выбирается программа угла тангажа $(t)\nu_{\text{пр}}$. При этом учитываются особенности компоновки ракеты, свойства конструкционных материалов, эффективность органов управления и динамических свойств корпуса ракеты как удлиненного упругого стержня, в том числе с жидким наполнением за тонкими оболочками баков.

Автоматическая стабилизация активного полета КР осуществляется как стабилизация движения ее центра масс и угловая стабилизация вокруг центра масс. Это — взаимно обусловленный многокритериальный процесс, в котором главная задача — не столько соблюдение формы траектории, сколько соблюдение углового положения КР на специфических участках траектории, особенно в момент максимального скоростного напора (преодоление звукового барьера) и других критических участков.

Стабилизация движения центра масс для жидкостных ракет происходит с применением регулирования тяги ДУ в целях соблюдения условий, для точности выведения и оптимального расхода компонентов топлива (для максимума запускаемой массы ПГ).

Стабилизация углового положения КР осуществляется рулевым управлением по трем углам, определяющим угловое положение ракеты относительно гироскопической системы координат (рис. 8.1.5). Углы $\psi(t)$, $\varphi(t)$ при нормальной работе АС случайны и малы, угол тангажа задается программой $(t)\nu_{\text{пр}}$, разность $(\nu(t) - (t)\nu_{\text{пр}})$ также обычно мала.

Органы управления РН и РБ имеют разную конструкцию. Для жидкостных ра-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

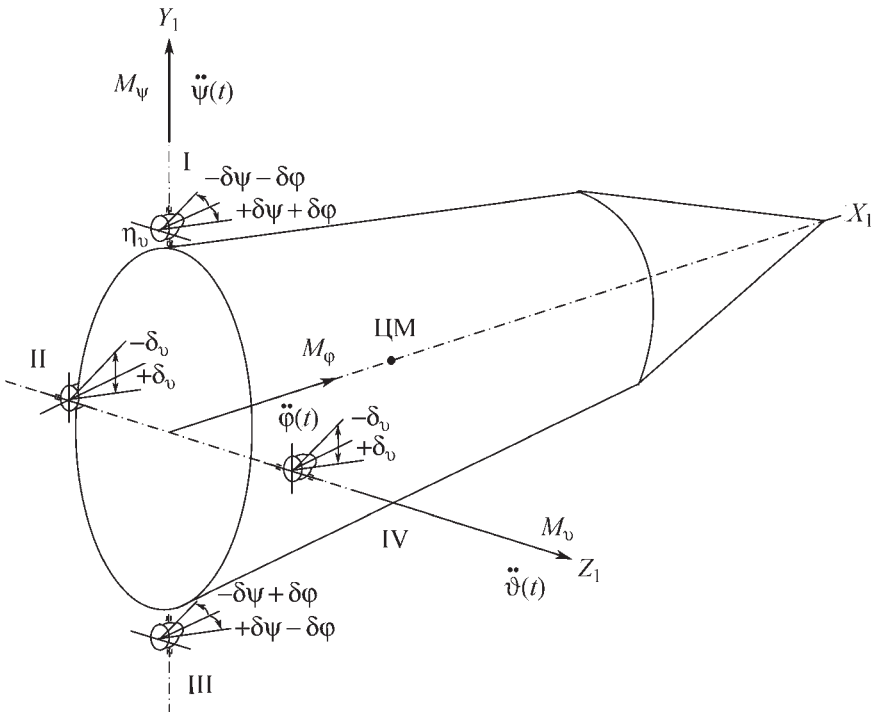


Рис. 8.1.7. Схема управления углами $\nu(t)$, $\varphi(t)$, $\psi(t)$ с помощью реактивных сопел I, II, III, IV, имеющих углы поворотов $\delta(\nu, \varphi, \psi)$:
I–III — ось поворота рулей I, III (рыскание, вращение); *II–IV* — ось поворота рулей II, IV (тангажа); $\delta\nu$, $\delta\psi$, $\delta\varphi$ — углы поворота рулевых сопел для управления углами соответственно $\nu(t)$, $\psi(t)$, $\varphi(t)$; знаки «+» или «–» указывают на положительные или отрицательные приращения управляемых углов

кет наиболее признанное их исполнение — на базе рулевых реактивных сопел. На рис. 8.1.7 представлена схема управления углами рыскания, тангажа и вращения в результате работы рулевых органов РН под управлением АС. Показанные на нем рулевые органы, работающие в схеме АС, состоят из двух групп рулевых сопел, расположенных в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях, содержащих взаимно-перпендикулярные оси I-III и II-IV, параллельно которым расположены оси поворотов (крепления) соответственно сопел I, III и II, IV (рис. 8.1.6, 8.1.7). Рулевые сопла приводятся в движение элекрогидравлическими рулевыми машинками.

Рули I, III обычно выполняют две функции:

1. Поворачивают РН относительно оси OY_1, перпендикулярной продольной оси OX_1 ракеты и лежащей в «плоскости», содержащей требуемое направление полета. Такой поворот дает возможность привести продольную ось в требуемую «плоскость» отклонениями рулей I и III в одинаковом направлении.

2. Поворачивают РН вокруг ее продольной оси OX_1, что приводит плоскость, содержащую ось OY_1 (I–III), в требуемую «плоскость» полета. Достигается это отклонением рулевых сопел I и III в разные стороны, т.е. аналогично движениям элеронов на крыле самолета.

Рулевые сопла II, IV выполняют только одну функцию: поворачивают РН вокруг оси OZ_1, перпендикулярной плоскости, содержащей требуемое направление полета, т.е. по углу тангажа $\nu(t)$. Достигают это отклонением рулей II и IV в одинаковом направлении с использованием синхронизирующей электрической связи, осуществляемой через АС.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

На всем участке активного полета АС стремится установить РН в положение, при котором

$$\psi = 0;\ \varphi = 0;\ \nu - \nu_{пр} = 0. \qquad (8.1.1)$$

Угол $\nu_{пр}$ задается программным регулированием, которое возможно и для углов ψ и φ, если этого требуют задачи пуска РН.

В АС входят следующие основные приборы и агрегаты:

гиросистема в составе ККП с командными датчиками $ДУ_{\nu}$, $ДУ_{\psi}$, $ДУ_{\varphi}$ углов тангажа $\nu(t)$, рыскания $\psi(t)$ и вращения $\varphi(t)$ соответственно, являющихся параметрами регулирования в АС (гиросистемы «гирогоризонт» и «гировертикант», рис. 8.1.6.);

усилитель-преобразователь (*УП*) командных сигналов с датчиков углов $ДУ_{\nu}$, $ДУ_{\psi}$, $ДУ_{\varphi}$ (рис. 8.1.2.);

рулевые машинки, кинематически связанные с рулевыми соплами.

Собственно стабилизация РН в полете осуществляется по трем названным выше углам, а также их первым, вторым (и выше) производным по времени, т.е. по угловым скоростям и угловым ускорениям.

Сигналы, поступающие в УП по различным каналам, преобразуются, суммируются и усиливаются. В результате этого на выходе УП получаются сформированными сигналы, идущие по четырем каналам к рулевым машинкам.

УП — устройство аналогового типа. Формулы исполнительных сигналов, выходящих из УП, учитывают требования, предъявляемые к точности регулирования движения РН при пуске, динамической устойчивости ее при движении и согласованному действию рулевых органов.

Весьма сложной проблемой оказалось влияние жидкого наполнения КР на ее динамические свойства. Из-за движения от стенок бака на свободной поверхности жидкости возникают волны, которые приводят к уловимым в тракте АС смещениям центра масс КР, созданию вариаций сил и моментов, влияющих на устойчивость движения КР.

Для описания процессов динамического взаимодействия корпуса КР и заполняющей его полости жидкости разработан математический аппарат и созданы модели взаимодействия, позволившие успешно решать задачи стабилизации КР с жидким наполнением. При этом было обнаружено и исследовано динамическое влияние линейных и угловых ускорений корпуса КР на поведение жидкости и статическое влияние наклона корпуса КР на смещение центра масс КР с динамикой, характер которой весьма не безразличен для СУ как системы регулирования при движении КР вокруг центра масс.

Результаты исследований легли в основу рекомендаций по установке в полостях баков эффективных гидроуспокоителей, которые значительно снижают влияние колебаний жидкости в баках на динамику управляемого полета КР с рациональными потерями энергетических возможностей выведения ПГ.

Другой проблемой, связанной с высокочастотными возмущениями в системе стабилизации, являются упругие колебания корпуса КР. В процессе полета КР вследствие аэродинамических нагрузок и нагрузок, создаваемых тягой ДУ, корпус КР подвергается упругим поперечным деформациям. Последние улавливаются датчиками угловых перемещений КР, установленных на гироприборах. Информация с них поступает в контур системы угловой стабилизации.

Кроме того, изгиб корпуса приводит к смещению линии действия тяги и возникновению дополнительных моментов. Такие факторы становятся причиной возникновения неустойчивости полета КР. В результате появляется необходимость в специальных мерах по синтезу корректирующих контуров АС, обеспечивающих создание необходимого противодействия с помощью рулевых органов, учитывающих фазу и амплитуду возмущающих воздействий и электрических сигналов.

Помимо изгибных колебаний корпуса КР вследствие упругости в подвеске ДУ и других причин возникают продольные колебания корпуса КР, являющиеся одним из источников вибраций в местах крепления командных приборов. Вибрации неравномерно распределяются по корпусу КР и в отдельных местах передаются с весьма высоким коэффициентом динамичности. Вибрации способны не только забить помехами сигнальные тракты системы стабилизации, но и нарушать нормальную работу самих приборов.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Проблема подавления упругих колебаний корпуса КР и борьбы с вибрациями в местах крепления командных приборов на различных участках активного полета, нейтрализация их влияния на динамические характеристики акселерометров является одной из наиболее сложных. В процессе изготовления и отработки СУ предусматриваются вибрационные испытания на специальных вибростендах по частным программам. Этих мер иногда оказывается недостаточно. По результатам испытаний приходится идти на конструктивные доработки самой КР, устанавливать специальные амортизаторы в местах крепления командных приборов СУ, а также проводить другие мероприятия.

Основные факторы, которые затрудняют и определяют пути решения этой задачи:

неточности динамической схемы КР — отсутствие достоверной априорной информации о характеристиках упругой податливости и параметрах упругих колебаний;

недостаточное собственное демпфирование низкочастотных составляющих упругих колебаний;

близость частот первых тонов упругих колебаний и собственной частоты колебаний КР как твердого тела для крупногабаритных КР.

Борьба с упругими поперечными (изгибными) колебаниями или их влиянием успешно ведется путем их фазовой или амплитудной стабилизации.

Измерители параметров движения

В инерциальном управлении выведением ПГ фундаментальную роль играют измерители параметров движения, которые называют акселерометрами. Под этим названием понимают устройства с чувствительным элементом для измерения в заданном направлении и интегрирования ускорения движения на движущемся объекте. В зависимости от типа конструкции акселерометра его выходной сигнал (величина тока, частота или число импульсов и т.д.) может давать информацию, характеризующую ускорение, скорость или их комбинацию для направления его измерительной оси на гироплатформе.

Акселерометры различаются по способам подвеса чувствительной массы и съема информации — с непрерывным (аналоговым) и дискретным (кодовым) выходным сигналом и др. Разработаны кварцевые акселерометры, изменение частот которых пропорционально перегрузке.

Для РН наибольшее распространение имеют маятниковый акселерометр, *гироскопический интегратор* (*ГИ*), *нуль-индикатор скорости* (*НИС*) (керн с гидродинамическим подвесом). В качестве индикатора скорости могут быть маятниковые акселерометры.

Маятниковые и гироскопические акселерометры применяются в контурах измерения ускорения и скоростей РН на активном участке в плоскости азимутального наведения ГСП — плоскости движения РН, нуль-индикаторы скорости — в контурах приведения ГСП в горизонт и в контуре регулирования бокового движения РН.

Чувствительный элемент маятникового акселерометра — однокомпонентный маятник, выполненный в виде неуравновешенной массы, расположенной на некотором расстоянии от оси вращения (плечо маятника). Маятниковые измерители создавались как системы с обратной связью, т.е. в их основе — работа нуль-индикатора. Введение глубокой отрицательной обратной связи позволило получить выходной сигнал, практически не зависящий от нестабильности работы электронных устройств и весьма устойчивый к помехам.

В системе измерителей параметров движения РН базовыми понятиями являются понятия кажущегося ускорения и кажущейся скорости.

Известно, что при движении РН в поле силы тяготения Земли относительно неподвижной системы координат, начало которой связано с центром Земли, имеет место соотношение (второй закон Ньютона), связывающее действующие на РН силы и получаемое абсолютное ускорение $\dot{\boldsymbol{V}}(t)$:

$$m(t)\dot{\boldsymbol{V}} = \boldsymbol{P}(t) + \boldsymbol{F}_{\text{аэр}}(t) + \boldsymbol{G}[\boldsymbol{R}(t)], \qquad (8.1.2)$$

где $m(t)$ — масса РН; $\boldsymbol{P}(t)$ — сила тяги ДУ (активная сила); $\boldsymbol{F}_{\text{аэр}}(t)$ — равнодействующая аэродинамических сил (активная сила); $\boldsymbol{G}[\boldsymbol{R}(t)] = m(t)g[\boldsymbol{R}(t)]$ — сила земного тяготения (консервативная сила); $g[\boldsymbol{R}(t)]$ — ускорение тяготения; $\boldsymbol{R}(t)$ — радиус-вектор из центра Земли, направленный в точку нахождения РН.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Таким образом, для абсолютного ускорения РН имеет место соотношение:

$$\dot{\boldsymbol{V}}(t) = \boldsymbol{W}(t) + g(\boldsymbol{R}(t)), \qquad (8.1.3)$$

$$\dot{\boldsymbol{W}}(t) = \frac{\boldsymbol{P}(t) + \boldsymbol{F}_{\text{аэр}}(t)}{m(t)}, \qquad (8.1.4)$$

где $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ — ускорение РН под действием активных сил.

В случае выхода РН за пределы атмосферы и выключения ДУ, когда активные силы равны нулю, получается:

$$\dot{\boldsymbol{V}}(t) = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{R}(t)), \qquad (8.1.5)$$

т.е. центр масс РН движется с ускорением свободного падения $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{R}(t))$.

Экспериментально установлено, что в свободно падающем объекте (в невесомости) не возникает моментов для разбалансированных масс. При этом наблюдатель (или чувствительный элемент), находящийся внутри свободно падающего объекта, не может обнаружить (измерить) ускорение падения, т.е. наблюдатель фиксирует, что ускорение объекта, внутри которого он находится, равно нулю.

При включении в работу на РН активных сил возникает ускорение $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$, и на все элементы РН действует сила инерции (перегрузка). Она направлена по вектору активных сил в противоположную сторону. На центр масс $m_{\text{а}}$ акселерометра действует сила $\boldsymbol{F}_{\text{а}}(t)$:

$$\boldsymbol{F}_{\text{а}}(t) = -m_{\text{а}}\dot{\boldsymbol{W}}(t). \qquad (8.1.6)$$

Ускорение $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ в отличие от ускорения $\dot{\boldsymbol{V}}(t)$ центра масс РН называется кажущимся ускорением. Интеграл от него называется кажущейся скоростью $\boldsymbol{W}(t)$.

Сила $\boldsymbol{F}_{\text{а}}(t)$ (6) не зависит от выбора систем координат и отражает факт приложения к РН активных сил, равнодействующая которых отличается от нуля.

При моделировании условий работы, зависимых от действия перегрузки акселерометров, для проекций силы $\boldsymbol{F}_{\text{а}}(t)$ на оси связанных с измерительными осями акселерометров систем координат используют аппарат ортогональных преобразований прямоугольных систем координат и связанных с ними аффинных систем, изначально базируясь на системе координат, в которой вектор $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ известен.

На этапе проектирования СУ векторы кажущегося ускорения $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ и скорости $\boldsymbol{W}(t)$ заданы своими компонентами в исходных данных на проектирование, что позволяет моделировать самый широкий круг задач по поиску оптимальных ориентаций измерительных осей командных приборов.

При анализе натурных испытаний РН компоненты векторов $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ и $\boldsymbol{W}(t)$ определяются путем обработки информации с измерителей параметров движения РН. Алгоритмы обработки разрабатываются и согласовываются с заинтересованными участниками испытаний перед их началом.

Собственные (инструментальные) погрешности измерительных приборов в составе ККП обнаруживаются и анализируются при наземных испытаниях СУ. В этом случае $\dot{\boldsymbol{V}}(t) = 0$, и из соотношения (3) вытекает:

$$\boldsymbol{W}(t) = -\boldsymbol{g}_0, \qquad (8.1.7)$$

где $\boldsymbol{g}_0$ — вектор ускорения силы тяжести в месте испытаний.

Следовательно, в наземных условиях работы СУ активной силой, воздействующей на чувствительные элементы инерциального ККП, выступает сила тяжести. Из соотношения (8.1.7) следует: может существовать такой режим тяги ДУ РН, при котором масса РН уравновешивается силой тяги и стартовый стол можно убрать. Таким образом, в качестве активной силы для ЧЭ приборов вновь выступит тяга ДУ.

Эффективный метод, обеспечивающий точную работу акселерометра — масштабирование его выходного сигнала (регламентное или предстартовое), т.е. определение цены одного импульса, если выходной сигнал является дискретным (импульсным). Тарированные (отмасштабированные) импульсы — это очень удобно для анализа в БЦВМ.

В основе методики масштабирования лежит точное знание величины ускорения силы тяжести $\boldsymbol{g}_0$ в месте установки акселерометра. Измерение модуля вектора $\boldsymbol{g}_0$ силы тяжести в точке старта производится гравиметрами, точность которых должна быть весьма высокой. Например, для практической задачи получения точности измерения кажущейся скорости не ниже 0,01% погрешность знания величины $\boldsymbol{g}_0$ не должна превышать 0,003 %, чтобы полезный сигнал отмасштабированного акселерометра был прием-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

лем для решения навигационной задачи в пределах 0,01...0,015 %.

Если акселерометр находится на высоте 10 м над стартовым столом, то погрешность масштабирования составит порядка 0,0003 %, что для прибора, работающего в пределах требований к точности выше 0,01 %, становится существенным. Таким образом, к измеренной в точке старта величине $\boldsymbol{g}_0$ следует вводить «высотную» поправку $\delta\boldsymbol{g}_h$ на основе соотношения, вытекающего из закона всемирного тяготения Ньютона:

$$\delta\boldsymbol{g}_h = \boldsymbol{g}_0 \frac{R_0^2}{(R_0 + h)^2}, \qquad (8.1.8)$$

где h — превышение высоты расположения акселерометра над точкой стартовой позиции, где работали с гравиметром.

Операция масштабирования акселерометра проводится в месте испытаний СУ или в период предстартовой подготовки на неподвижном основании с вертикально ориентированной измерительной осью акселерометра: ГСП работает в режиме приведения, угол $\alpha = 90°$. Погрешность вертикализации $\delta\alpha_м$ влияет нелинейно на погрешность измерения $\delta W_\alpha^{\delta\alpha}$ кажущейся скорости $\boldsymbol{W}_\alpha(t)$ при последующей работе акселерометра:

$$\delta\boldsymbol{W}_\alpha^{\delta\alpha_м} = \boldsymbol{W}_\alpha(t)\frac{\delta\alpha_M^2}{2}. \qquad (8.1.9)$$

Факт масштабирования состоит в том, что при дискретном выходе акселерометра на мерном интервале времени $\Delta t_м$ определяется точное число импульсов $\Delta N_{0м}$ на его выходе.

В качестве масштаба выступает средний период $t_{0м}^и$ следования импульсов в оговоренных условиях измерений:

$$t_{0м}^и = \frac{\Delta t_м}{\Delta N_{0м}}. \qquad (8.1.10)$$

Величина $\mu_м^и$ — измеренная цена одного импульса отмасштабированного акселерометра. Она получена в сопровождении сопутствующих возмущающих факторов и может меняться в процессе дальнейшей работы акселерометра, выражая инструментальную погрешность прибора и влияя на точность управления:

$$\mu_м^и = g_0 t_{0м}^и. \qquad (8.1.11)$$

Отмасштабированный акселерометр любого типа должен быть выставлен в предстартовое положение измерительной оси относительно горизонта с высокой точностью. Заданная величина угла α обеспечивается на ГСП предусмотренным для конструкции ГСП способом, но не точно. Контроль выставления измерительной оси на требуемый угол α^* относительно горизонта и определение поправки $\Delta\alpha^п$ в алгоритма навигации бортовых вычислителей производятся по информации самого акселерометра.

В качестве исходных данных при определении поправки $\Delta\alpha^п$ для угла α по показаниям самого прибора используют:

величину интервала времени (t_{1y}, t_{2y}), на котором производится измерение приращения импульсов кажущейся скорости;

приращение импульсов $\Delta N_{\alpha y}^и$ кажущейся скорости, полученной от измерителя на интервале $\Delta t_{\alpha y}^и = t_{2y} - t_{1y}$;

номинальное значение угла $\alpha = \alpha^*$, что предусмотрено конструкцией измерительного блока и содержится в ПЗ. Для бортовых вычислителей рационально пользоваться значением $\sin\alpha^*$.

По-прежнему действует требование неподвижности основания. Следовательно, справедливо соотношение $\dot{W}_{ga} = g_0 \sin\alpha$.

Фактически требования неподвижности основания выполняются не полностью, так как существуют малые подвижки: упругая податливость конструкции, тепловые воздействия, процессы регулирования «неподвижности» основания и т.п. Это приводит к тому, что на мерном интервале $\Delta t_{\alpha y}^и$ проявляется некоторое среднее значение $\bar{\alpha}$ фактического угла α. Определяемая поправка $\Delta\alpha^п = \bar{\alpha} - \alpha^*$ также отражает среднее ее значение на мерном интервале.

По аналогии с (8.1.9):

$$\frac{\Delta t_y^и}{\Delta N \alpha_y^и} = \tau_{\alpha_y^и}. \qquad (8.1.12)$$

Отношение выражает средний период следования импульсов на интервале Δt_y. С учетом выражения (11) и замечания о фактической нестабильности основания получим:

$$\frac{\tau_{0м}^и}{\tau_{\alpha y}^и} = \sin\bar{\alpha}_y. \qquad (8.1.13)$$

Удобная для бортовых вычислителей разность Δv_α дает с точностью до малых второго

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

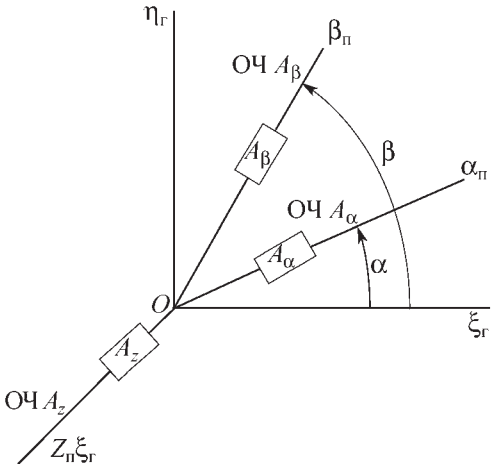


Рис. 8.1.8. Аффинная система расположения измерительных осей акселерометров:
ОЧ — ось чувствительности акселерометра

порядка относительно разности $\bar{\alpha}_y - \alpha^*$ и влияния инструментальных погрешностей всей рассмотренной системы измерений искомую поправку $\Delta\alpha^{\text{п}}$:

$$\Delta\nu_\alpha = \sin\alpha^* - \frac{\tau^{\text{и}}_{0\text{м}}}{\tau^{\text{и}}_{\alpha y}} = \sin\alpha^* - \sin\bar{\alpha}_y; \qquad (8.1.14)$$

$$\Delta\alpha^{\text{п}} = \frac{\Delta\nu_\alpha}{\cos\alpha}. \qquad (8.1.15)$$

Вследствие того, что при масштабировании измерителей требования к точности вертикализации сравнительно невысоки (допускаются погрешности более десятка дуговых минут) по сравнению с требованиями точности выставки каждой из измерительных осей (менее одной угловой минуты), ортогональный трехгранник измерительных осей на ГСП практически не применяется. Чаще всего используют аффинную систему, представленную на рис. 8.1.8, применяют также другие аффинные системы.

Связь между параметрами движения (кажущимися ускорениями) в гироскопической $O\xi_г\eta_г\zeta_г$ и приборной $O\alpha\beta z$ системах координат при отсутствии перекосов конструктивных элементов определяется известными соотношениями:

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_\alpha \\ \dot{W}_\beta \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_{\xi г} \\ \dot{W}_{\eta г} \\ \dot{W}_{\zeta г} \end{bmatrix}; \qquad (8.1.16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{\xi г} \\ \dot{W}_{\eta г} \\ \dot{W}_{\zeta г} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\sin\beta}{\sin(\beta-\alpha)} & -\dfrac{\sin\alpha}{\sin(\beta-\alpha)} & 0 \\ -\dfrac{\cos\beta}{\sin(\beta-\alpha)} & \dfrac{\cos\alpha}{\sin(\beta-\alpha)} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_\alpha \\ \dot{W}_\beta \\ \dot{W}_z \end{bmatrix}, \qquad (8.1.17)$$

где $\dot{W}_\alpha(t)$, $\dot{W}_\beta(t)$, $\dot{W}_z(t)$ — кажущиеся ускорения, которые измеряются в приборной системе координат $O\alpha\beta z$ и для решения навигационной задачи преобразуются в гироскопическую систему координат $O\xi_г\eta_г\zeta_г$ (8.1.17), связанную с ГСП.

Положение РН, описываемое углами тангажа $\nu(t)$, рыскания $\psi(t)$, вращения $\varphi(t)$, регулируется относительно ГСП, имеющей собственные ошибки ориентации в «расчетном» инерциальном пространстве $O\xi_{нг}\eta_{нг}\zeta_{нг}$, в котором известна попадающая траектория. Поскольку рассогласования на датчиках команд, поступающих в АС, отрабатываются в нуль, то вектор тяги $\boldsymbol{P}$ не меняет своей ориентации относительно гироскопической системы $O\xi_г\eta_г\zeta_г$, но меняет положение относительно «расчетного» инерциального пространства $O\xi_{нг}\eta_{нг}\zeta_{нг}$, реализуя факт инструментальной погрешности управления, доступной наблюдению извне. Таким образом, сама автономная система управления своих ошибок «не знает», и влияние «видит» внешняя система *внешнетраекторных измерений* (*ВТИ*).

Измерительная информация о параметрах движения РН, поступающая в бортовую вычислительную систему для решения навигационной задачи, телеметрируется и обрабатывается на Земле в целях восстановления траектории центра масс РН, что возможно только в системе координат, привязанной к системе $O\xi_г\eta_г\zeta_г$, в которой определен вектор кажущейся скорости.

Совместная обработка параметров и *телеметрических измерений* (*ТМИ*) траектории РН в одной и той же выбранной системе координат *OXYZ* для одних и тех же моментов времени дает вариации одноименных параметров движения, которые отражают возмущения траектории полета РН на активном участке вследствие влияния инструментальных погрешностей ККП и средств измерений:

$$\delta q_i(t) = q_i^{\text{ВТИ}}(t) - q_i^{\text{ТМИ}}(t). \qquad (8.1.18)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Указанные вариации (8.1.18) называют инструментальными вариациями траектории. Они характеризуют собой ошибку автономного управления РН на активном участке. Вторичная обработка полученных инструментальных вариаций по специальным методикам позволяет с определенной достоверностью оценивать точностные характеристики автономной СУ.

Все баллистические и навигационные задачи на борту РН решаются в инерциальной (гироскопической) системе координат $O\xi_г\eta_г\zeta_г$, начало которой связывают с центром референц-эллипсоида модели Земли. Попадающая траектория рассчитывается в естественных параметрах движения, диктуемых требованиями второго закона Ньютона вектора абсолютного ускорения $\dot{\boldsymbol{V}}(t)$ и интегралов от него — вектора абсолютной скорости $\boldsymbol{V}(t)$ и положения $\boldsymbol{R}(t)$ относительно центра Земли.

Соотношение (8.1.3) показывает связь между абсолютным $\dot{\boldsymbol{V}}(t)$, кажущимся $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ и гравитационным $\boldsymbol{g}[\boldsymbol{R}(t)]$ ускорениями, обусловленными действием активной силы $\boldsymbol{F}(t) = \boldsymbol{P}(t) + \boldsymbol{F}(t)_{аэр}$ — равнодействующей силы тяги ДУ и аэродинамических сил и силы гравитационного притяжения Земли, действующей согласно закону всемирного тяготения Ньютона.

Задачи навигационной системы на борту РН — интегрирование уравнения (8.1.3) в проекциях на оси гироскопической системы координат $O\xi_г\eta_г\zeta_г$, где компоненты вектора $\dot{\boldsymbol{W}}(t)$ формируются по информации от бортовых акселерометров, а вектор $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{R}(t))$ и его проекции на оси системы $O\xi_г\eta_г\zeta_г$ гироскопической системы координат определяются на борту с использованием модели вектора $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{R}(t))$ для выбранного референц-эллипсоида модели Земли с учетом аномалий вектора гравитационного ускорения $\boldsymbol{g}_0$ на разных участках поверхности Земли, сопутствующих трассе траектории РН и выводимого ПГ.

Для модели сферической Земли справедливо соотношение:

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r}(t)) = \boldsymbol{g}_0 \frac{R_0^2}{R^3(t)} \boldsymbol{R}(t), \qquad (8.1.19)$$

где $\boldsymbol{R}(t)$ имеет компоненты $[\xi_г(t),\ \eta_г(t),\ \zeta_г(t)]$; g_0 — гравитационное ускорение на поверхности Земли; R_0 — радиус Земли.

Моделирование ускорения силы тяготения Земли для разных трасс движения РН и ПГ — самостоятельные геодезическая и бортовая баллистическая задачи. В задачах прикладной баллистики исходные данные по характеристикам измерительно-инерциального блока (углы ориентации измерительных осей приборов ККП и предстартовые поправки к их показаниям) указывают в ПЗ и прилагают как начальные условия решения бортовой навигационной задачи.

8.1.4. БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СМЕЖНЫХ СИСТЕМ

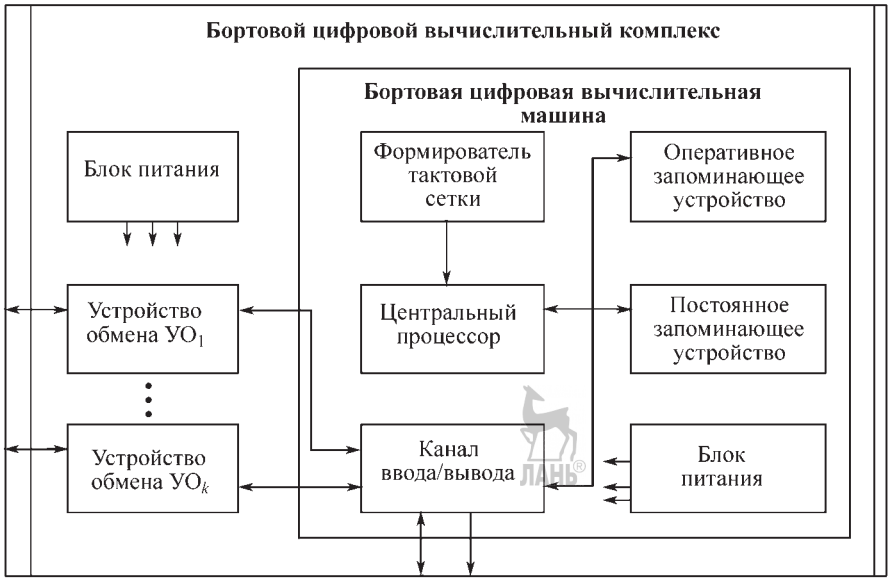
Бортовой вычислительный комплекс

Структура БСУ дискретного типа в качестве центрального элемента, организующего управление, имеет *бортовая цифровая вычислительная машина* (*БЦВМ*). Наиболее важным качеством, которое приобретает при этом СУ — гибкость, т.е. расширение функциональных возможностей не аппаратно, а за счет изменения состава бортовых программ, определяющих выполнение СУ логических функций и функций управления на базе организованного на борту вычислительного процесса и взаимодействия бортового вычислителя со всеми подсистемами СУ и смежными системами.

Носителем основных свойств СУ стала бортовая программа, размещенная в постоянном запоминающем устройстве БЦВМ. Функциональная схема БЦВМ приведена на рис. 8.1.9.

Расширение области взаимодействия бортовых вычислительных средств с бортовыми и внешними абонентами, увеличение состава абонентов в бортовом и наземном комплексах управления, обособление в бортовых вычислительных средствах функций центрального процессора (вычислителя), устройств ввода/вывода и обмена с внешними абонентами, оперативной и постоянной памяти и т.д., привели к образованию БЦВМ. Развитие интерфейса БЦВМ (средств стандартного сопряжения и программного обеспечения для обмена информацией между вычислительной машиной и абонентами) увеличивает возможность получения и обработки информации от бортовых приборов и систем, повышает их качество.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



Цифровой канал связи с наземным проверочно-пусковым комплексом в системе телеметрического контроля

Рис. 8.1.9. Функциональная структура БЦВК

Диспетчерская функция БЦВМ связывает в единую систему бортовую аппаратуру и *наземный проверочно-пусковой комплекс* (*НППК*). Придает им функцию единого управляющего комплекса ракетно-космической системы, функционирующего в автоматизированном режиме на технической и стартовой позициях космодрома при проведении программы наземных испытаний ракеты-носителя, подготовке пуска и пуске с контролем цепочки набора готовности к работе всех смежных систем.

Возможность наращивания функций СУ как открытой системы обеспечивается организацией соответствующего набора типовых устройств согласования между БЦВК и всем составом абонентов (преобразователи «аналог — код», «код — аналог», «команда — код», «код — код» и т.п.).

Особенности структуры и интерфейса вычислительного комплекса СУ СВ

Вычислительный комплекс СУ СВ делится на две основные части: БЦВК и *наземный цифровой вычислительный комплекс* (*НЦВК*).

БЦВК предназначен для управления функциональными режимами работы ККП, исполнительными органами КР, приборами электроавтоматики, информацией цифровой телеметрии и т.д.

НЦВК предназначен для организации регламентных проверок аппаратуры СУ, проведения предстартовой подготовки в составе НППК, для организации обмена цифровой информацией между НЦВК, абонентами наземной аппаратуры и БЦВК по цифровому каналу связи (ЦКС).

Структуры БЦВК и НЦВК выполняются по схеме с резервированием, как уже говорилось, для обеспечения требований надежности.

Структурно каналы БЦВК и НЦВК, как правило, выполнены по одной схеме. Однако в составе НЦВК могут применяться и универсальные ЭВМ, которые в проведении собственно пуска не участвуют, но контролируют информацию, отображаемую в ходе предпусковых операций.

Организация работы резервированного прибора БЦВК осуществляется блоком организации структуры и связи канала ввода — вывода, который по информации, поступающей в него из БЦВМ, отключает выходную информацию неисправного канала.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Неисправный канал выявляется по результатам программного анализа самопроверки (выход на окончание цикла, контроль информации на четность, анализ окончания канальных программ, различные «зависания» и др.), а также в процессе работы канала ввода–вывода путем поразрядного сравнения выходной информации канала.

В трехканальной структуре обеспечивается работоспособность при отказе любых двух каналов.

БЦВК осуществляет управление ККП и *исполнительными органами* (*ИО*) через устройства обмена, которые обеспечивают обмен информацией между ЦВК, ККП и ИО, осуществляя преобразование сигналов, поступающих с приборов СУ в БЦВК и обратно, в кодируемую информацию.

Устройства обмена обеспечивают выполнение следующих задач:

обмен информацией с каналами ввода–вывода;

прием информации от электронных блоков акселерометров ККП и датчиков угла;

выдачу управляющих сигналов на спецавтоматику и усилители рулевых приводов;

выдачу сигналов на управление программными механизмами ККП;

обмен релейной информацией с приборами релейной автоматики;

прием сигналов обратной связи с исполнительных органов рулевых приводов и контроля с УП ККП и др.

Схема (основные элементы) функционального взаимодействия ККП и других подсистем СУ с БЦВК посредством устройства обмена представлена на рис. 8.1.10.

Основными элементами взаимодействия ККП с БЦВК посредством *устройства обмена* (*УО*) являются датчики приборов, располагающихся на ГСП и ее карданном подвесе. В частности, к ним относятся командные датчики углов положения РН в инерциальном пространстве, расположенные по осям карданова подвеса ГСП ($Ду_{т,р,в}$). Сигналы этих датчиков после преобразования в *кодовых преобразователях угла* (*КПУ*) и преобразования координат, поступают через усилитель-преобразователь тракта АС на

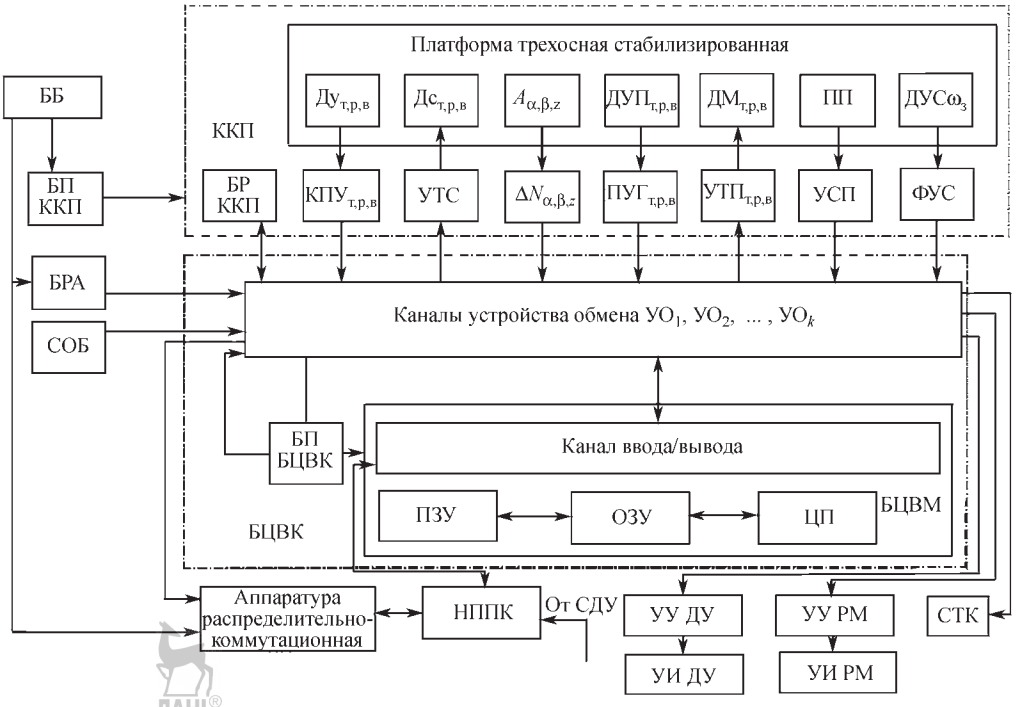


Рис. 8.1.10. Схема функционального взаимодействия ККП и других подсистем СУ с БЦВК через устройства обмена

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

усилительное устройство (*УУ*) рулевых машинок и с него в аналоговый тракт *устройства исполнения* (*УИ*) рулевыми машинками регулирования углового движения РН, обеспечивая требуемые угловые эволюции программного движения РН.

Кроме того, сигналы с $Ду_{т,р,в}$, поступая в УО через преобразователь координат, приходят в тракт системы стабилизации ГСП и упорядочивают управление *двигателями стабилизации* (*ДС*) совместно с сигналами с *датчиков углов прецессии* (*ДУП*) с тем, чтобы моменты от ДС для компенсации внешних возмущений, действующих на ГСП были эффективны и обеспечивали устойчивость ее положения в пространстве. Здесь действует блок *управления токами стабилизации* (*УТС*) на ДС.

Акселерометры $A_{\alpha,\beta,z}$, подавая порциями в текущем машинном времени импульсную информацию в УО в каждом цикле опроса их показаний, обеспечивают формирование компонент $W_\alpha(t)$, $W_\beta(t)$, $W_z(t)$ вектора кажущейся скорости $\boldsymbol{W}(t)$ в БЦВМ. После преобразования этих данных из аффинной системы в ортогональную инерциальную данная информация служит основой для решения в БЦВМ навигационной задачи со всеми предусмотренными особенностями реализации ее результатов для задач активного участка полета РН.

Информация с акселерометров используется перед стартом РН для приведения ГСП в горизонт, управляя ее положением ортогонально вектору ускорения силы тяжести $\boldsymbol{g}_0$ посредством подачи сигналов (токи стабилизации) через преобразователь координат на *датчики моментов* ($ДМ_{т,р}$) гироблоков тангажа и рыскания.

Информация для удержания ГСП в нужном азимутальном положении поступает с датчика угла после разворота ее датчиками моментов $ДМ_{р,в}$ на требуемый угол азимутального наведения, реализованный согласно ПЗ относительно *базового элемента* (*БЭ*), азимутально привязанного к стартовой позиции. В начальное положение по БЭ ГСП выставляется с участием *прицельной призмы* (*ПП*).

Автономная азимутальная привязка ГСП может осуществляться и средствами ККП. В основе ее лежит решение уравнений:

$$\begin{aligned} \omega_{X_c} &= \omega\cos B \cdot \cos A; \\ \omega_{Z_c} &= \omega\cos B \cdot \sin A, \end{aligned} \qquad (8.1.20)$$

связывающих проекции вектора угловой скорости вращения Земли ω_3 на оси стартовой системы координат $OX_cY_cZ_c$, имеющей начало в точке старта. Ось OX_c горизонтальна, ось OY_c вертикальна. Величины ω_{X_c}, ω_{Z_c} могут быть получены с помощью информации от системы приведения ГСП или от гироскопических *датчиков угловой скорости* (*ДУС*), расположенных на ней, при работе ГСП в режиме приведения.

Косвенным образом во взаимодействии ККП и БЦВК участвует *система опорожнения баков* (*СОБ*), влияющая на режим работы ДУ через БЦВК. Включение системы СОБ в работу происходит по данным датчиков уровня горючего и окислителя в баках РН и данным решения навигационной задачи.

Электропитание на ККП и БЦВК подается от *бортовой батареи* (*ББ*) через *блоки питания* (*БП*) ККП и БП БЦВК, в чем участвует распределительно-коммутационная аппаратура. Коммутацию релейных цепей для получения требуемой циклограммы работы ККП и БЦВК, осуществляют *блок релейной автоматики* (*БРА*) и *релейный блок* (*БР*) ККП.

Команды на начало функционирования БЦВК и ККП подаются с НППК, которая может принимать командные сигналы от *системы дистанционного управления* (*СДУ*). Контроль за функционированием ККП и БЦВК осуществляется по информации от них, передаваемой в *систему телеметрического контроля* (*СТК*).

Наземные средства обработки информации СТК могут выдавать контрольные данные в темпе активного полета РН.

8.1.5. НАВИГАЦИЯ И НАВЕДЕНИЕ. ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Задачи навигации и наведения. При устойчивом полете ракеты-носителя на активном участке траектории задачи точного выведения ПГ на заданную орбиту или целевую траекторию в БСУ решает подсистема навигации и наведения. Для РН задачи навигации состоят в наблюдении за параметрами движения на активном участке; задачи наведения — по данным решения навигационной задачи управлять моментом прекращения активного полета, когда по баллистическим условиям должно обеспечиваться выведение ПГ на за-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

данную орбиту или другую целевую траекторию в соответствии с ПЗ на пуск РН. Очевидно, что неудача с правильным определением момента прекращения активного участка («отсечки» тяги ДУ РН) ведет к ошибке выведения ПГ.

Для попадающей траектории момент отсечки t_k^p определен настолько точно, насколько точны и достоверны исходные данные для ее расчета (характеристики тяги ДУ, параметры атмосферы, аномалии поля тяготения Земли и др.). Эти данные и траектория в условиях реального пуска могут отличаться от расчетных, выключение ДУ в рассчитанный до пуска момент отсечки t_k^p может привести к недопустимой ошибке выведения. Ошибки моделируются заранее по методике расчета попадающей траектории. В частности, для этого в окрестности конца расчетной траектории порционно и последовательно «возмущают» каждый из ее параметров и оценивают «реакцию», т.е. ошибку основных параметров орбиты на каждое из проведенных «возмущений».

Расчеты показывают, что ошибки выведения (возмущения параметров орбиты) зависят от величин возмущений параметров движения в конце активного участка нелинейно. Это значит, что возмущения параметров траектории в конце активного участка должны быть ограничены. С другой стороны, алгоритм выключения ДУ для выведения ПГ с допустимой погрешностью должен быть эффективен и для предельно-допустимых возмущений траектории.

Поиск эффективного закона выключения ДУ для возмущенной траектории при проектировании БСУ — наукоемкий и требует значительных вычислительных ресурсов для моделирования различных ситуаций с возмущениями траектории и парирования их влияния на точность выведения.

Принцип поиска для удовлетворительного закона выключения ДУ состоит в том, что в окрестности расчетной точки конца активного участка существует бесчисленное множество точек (фазовое пространство), из которых движение ПГ по орбите будет в допустимой окрестности расчетных параметров орбиты. Алгоритмы, определяющие выход траектории в искомое фазовое пространство выключения ДУ достаточно изучены для возмущенных траекторий любого типа носителя. Однако реализации их в подсистемах наведения ракет более ранних поколений встречали трудности, связанные с недостаточностью ресурсов бортовых вычислительных средств.

При современном состоянии БЦВМ такие трудности преодолимы, но достижения этого пути проигрывают в эффективности по сравнению с другими возможностями, которые открываются в связи с выросшими бортовыми вычислительными ресурсами новых РН. Перспективнее и результативнее с позиций решения задач навигации и наведения — методы терминального управления выведением ПГ.

Терминальное управление. Развитие ракетно-космической техники с учетом новых задач прикладной космонавтики и ужесточающихся экологических требований к СВ (ограничение районов падения отделяющихся элементов и ступеней СВ, полное выгорание токсичных компонентов ракетного топлива и т.д.), создание предпосылок для спасения ступеней КР с последующим их повторным использованием и других задач в сочетании с возросшими возможностями интерфейса бортовых средств информатики и вычислительной мощи БЦВМ позволили перейти на новые, более эффективные методы управления — терминальные.

Терминальное управление (*ТУ*) отличается от классического тем, что производится наблюдение и регулирование не текущих параметров состояния X динамической системы (объекта регулирования), а ее конечных параметров состояния $X_к$ или величин, зависящих от параметров конечного состояния — терминальных параметров Q.

В качестве параметров конечного состояния для запуска КР в целях выведения КА на орбиту выступают ее параметры. Это значит, что при возмущенной траектории отсечка тяги ДУ в конце выведения КА производится по результатам непосредственного формирования конечных параметров траектории $\boldsymbol{R}(t_к)$, $\boldsymbol{V}(t_к)$, $t_к$, для требуемой орбиты в сложившихся условиях возмущенной траектории. Таким образом, любая возмущенная траектория КР из класса допустимых по энергетике, массе ПГ и т.п. в данном пуске обретает свойство расчетной с минимальной методической погрешностью управления.

Главная операция ТУ — наблюдение за граничными (конечными) точками полета

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ЛА, в которых определяются регулируемые конечные (терминальные) параметры. По результатам этого наблюдения (прогноза) вычисляются в явной или неявной форме рассогласования (невязки) ε краевых (граничных) условий. Другой важной операцией ТУ является возможное формирование управляющего (корректирующего) воздействия u (δu), призванного устранить невязки ε к моменту окончания ТУ.

ТУ обладает свойствами гибкости, т.е. позволяет двигаться не по жестким в пространстве и времени траекториям, а по свободным траекториям, образующим «трубку» всех возможных траекторий, удовлетворяющих заданным граничным (краевым) условиям и энергетике КР. Кроме того, ТУ позволяет производить оперативное «переприцеливание» — смену параметров краевых условий, например, изменить высоту целевой орбиты или ее форму. При этом система ТУ автоматически отрабатывает это своеобразное «возмущение» по конечным параметрам состояния, поскольку она представляет собой автомат, решающий двухточечную краевую задачу.

Для систем ТУ существуют понятия терминальной устойчивости и управляемости (с соответствующими критериями) и другие понятия, методы анализа и синтеза.

8.1.6. ТОЧНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ВЫВЕДЕНИЕМ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА

Важнейшая проблема для СУ аналогового и дискретного типов — обеспечение необходимой точности управления КР и выведения КА на требуемую орбиту. Эта проблема является комплексной. Результаты ее решения зависят от точностных характеристик ККП, от логических и вычислительных возможностей БЦВМ, прикладного математического обеспечения, возможностей АС эффективно закончить переходные процессы регулирования движения КР в момент отделения КА, а также других возмущающих факторов.

Факторы, влияющие на ошибки управления многообразны. Интегрально ошибками управления КР являются отклонения от расчетных значений кеплеровых параметров орбиты выводимого КА или вариации параметров движения на активном участке под влиянием инструментальных погрешностей ККП и других факторов. На ошибки управления накладываются ограничения, оговариваемые эксплуатационно-технической документацией. Выход за пределы ограничений в данном пуске КА считается неудачей.

Различают следующие основные погрешности управления СВ: динамическую, вычислительную, инструментальную, методическую.

Указанные составляющие случайны и независимы. Такое выделение составляющих особенно убедительно для баллистических РН, где в качестве главных ошибок управления выступают отклонения по дальности и в боковом направлении от точки цели.

Допустимые уровни погрешностей управления для суммарной величины и для перечисленных составляющих оцениваются на этапе проектирования РКК. По результатам проектных оценок в заводскую и эксплуатационную документацию внедряются требования ко всем ставшим известными возмущающим факторам, влияющим на соответствующие составляющие погрешности управления. Эти данные служат основой применения разработанной и апробированной научной методики оценок точности управления КР по данным натурных испытаний ракетного комплекса. На основе межведомственных регламентных предписаний Государственной комиссии по проведению натурных испытаний принимаются решения о степени соответствия опытных точностных характеристик КР их расчетным значениям.

Для каждого РКК разрабатываются и согласовываются с заказчиком методики оценок составляющих суммарной погрешности управления по данным измерений на натурных испытаниях. Оценки составляющих применяются для повышения достоверности оценок суммарной погрешности управления, по совокупности пусков КР, признанных успешными (обычно в пределах десяти).

Динамическая погрешность управления. Не завершенные до конца в АС к моменту отделения КА переходные процессы регулирования движения центра масс КР и ее угловых эволюций приводят к тому, что в момент $t_к$ отделения КА параметры конечного состояния оказываются возмущенными, что обуславливает рассматриваемую погрешность управления.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Конечные состояния — это параметры движения КР или КА в ХТ траектории, соответствующие требуемому началу следующего участка, предусмотренного ПЗ. Примеры ХТ для объектов ракетно-космической техники: точки разделения ступеней КР; выхода на траектории, попадающие в цель; выхода на промежуточную или целевую орбиты и др. В качестве параметров конечного состояния могут фигурировать координаты вектора $\boldsymbol{R}(t)$ положения центра масс КР или КА в системе координат, принятой для расчета «попадающей» траектории, компоненты вектора его скорости $\boldsymbol{V}(t_к)$, время прилета в ХТ, масса $m(t_к)$ аппарата в ХТ, параметры, характеризующие ориентацию КА в ХТ или скорость ее изменения и др.

Динамическая погрешность управления оценивается по данным телеметрических измерений параметров движения КР в момент фактического отделения КА.

Вычислительная погрешность управления. Вычислительная погрешность управления возникает в момент отделения КА из-за возмущений конечного состояния параметров вследствие погрешностей вычислений в бортовых счетно-решающих средствах, что характерно и для *счетно-решающих приборов* (*СРП*) аналогового типа и для БЦВМ.

Аналоговые СРП многообразны. В качестве выходных сигналов для ХТ они чаще всего выдают углы поворотов кулачков, кинематически связанных с измерителем скорости, значения которых заданы в ПЗ. При достижении заданного угла выдается команда на изменение режима работы ДУ. Угол поворота выходного кулачка может быть суммой сигналов от устройств, измеряющих скорость и вариации проекции вектора положения $\boldsymbol{R}(t)$ на некоторое баллистическое направление, заданное в ПЗ. Командный сигнал СРП в ХТ выдается с погрешностью, обусловленной ошибками всех его механических и электрических звеньев. Требования к уровню погрешностей СРП, которые контролируются по результатам наземных испытаний и оцениваются по данным телеметрических измерений при летных испытаниях, задаются техническим заданием на его проектирование.

Вычислительная погрешность управления БСУ дискретного типа возникает при ее работе вследствие ограниченной разрядности вычислений по алгоритмам БСУ КР, заложенным в БЦВК для решения задач навигации и наведения, при ее работе. Погрешность возникает также в условиях аномалий, связанных с нарушением нормальной логики вычислений при появлении многократной смены логических признаков, при сменном характере сравнений и нарушений учета округлений, предусмотренных вычислительным алгоритмом для однократного изменения логического признака. Оценивают вычислительную погрешность моделированием по специальным методикам или сравнением результатов расчетов с удвоенной разрядностью при использовании исследовательских программ.

Инструментальная погрешность управления. Явление инструментальной погрешности управления БСУ обнаруживается и оценивается в результате совместной обработки ТМИ и *внешнетраекторных измерений траектории* (*ВТИ*) активного участка, а также в отклонениях кеплеровых параметров орбиты КА от расчетных по окончании выведения. Инструментальная погрешность управления возникает из-за инструментальных ошибок бортовых командных приборов:

бортовой гиросистемы ориентации и стабилизации (или другого носителя инерциального пространства);

бортовой системы текущих измерений параметров движения КР.

Инструментальная ошибка командного прибора — ошибка в работе и показаниях прибора, обусловленная нестабильностью в его конструктивных узлах, электрическими и магнитными возмущающими взаимодействиями чувствительного элемента, температурными воздействиями, механическими взаимодействиями подвижных элементов, погрешностями ориентации измерительных осей после их предстартовой выставки и т.д. Наличие ошибки командного прибора приводит к пропорциональной ошибке выходного сигнала БСУ. ККП имеет свойство накапливать инструментальные погрешности командного прибора и, соответственно, погрешность управления с течением времени.

На активном участке траектории инструментальная погрешность управления в автономной СУ не может быть зарегистрирована и учтена средствами самой СУ при выведении КА, ее можно наблюдать только извне средствами ВТИ и оценивать для параметров движения по результатам совместной обра-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ботки ВТИ и ТМИ, т.е. инструментальным вариациям одних и тех же параметров движения, вычисленных в одной и той же системе координат.

Для инструментальных вариаций разработаны и применяются методики выделения отдельных составляющих из состава инструментальных погрешностей ККП при аномальных результатах пуска. При этом предполагается, что причина аномалии — выход за допустимые пределы одной (иногда более) из инструментальных погрешностей командных приборов. Методики разработаны применительно к идентификации линейно независимых групп инструментальных погрешностей ККП с применением метода наименьших квадратов и других методов оптимальной фильтрации для подходящей модели влияния инструментальных погрешностей ККП на инструментальную вариацию параметра движения.

Инструментальные погрешности ККП — наиболее значимые факторы влияния на инструментальную погрешность управления. Повышать точность ККП чрезвычайно трудно. Необходим переход на новую элементную базу, более тонкую и совершенную технологию изготовления и регулировки приборов.

Поиск путей повышения точности ККП всегда актуален. Использование внешней коррекции от спутниковых систем, дающих высокую точность коррекции ошибки управления на активном участке, лишает КР автономности, так как зависит от состояния международных отношений и в ряде случаев может быть катастрофичным для запуска.

В целях снижения ошибки управления и повышения надежности в измерительных трактах параметров движения применяются схемы группирования акселерометров, работающих параллельно и независимо друг от друга. В основном применяются схемы «голосования» (логическая) и «осреднения» (количественная).

В схеме «голосования» принимается управляющий сигнал m-го канала из n сгруппированных ($m < n$), в схеме «осреднения» показания n каналов осредняются, т.е. получают, например, среднее арифметическое значение сигнала. «Осредненный» канал принимается как командный. Эффект возрастания точности в двух случаях основан на выборе сигнала для управления, имеющего более предпочтительную точностную характеристику: в первом случае — лучший из группы, во втором — имеющий дисперсию (разброс сигнала) в n раз меньшую, чем дисперсия единичного канала.

В настоящее время борьба за уменьшение погрешности управления ведется с привлечением средств бортовой информатики и имеет следующие основные направления:

снижение уровня собственно инструментальных погрешностей ККП путем совершенствования технологии их изготовления, регулировок, подбора материалов и обеспечения благоприятных условий работы;

повышение стабильности инструментальных погрешностей приборов в период между изготовлением и испытаниями в целях либо создания условий для самокомпенсации влияния стабильных составляющих на точность управления, например, выбор оптимальной ориентации чувствительного элемента прибора, либо выделение стабильных составляющих и введение соответствующих компенсирующих поправок на их влияние в БСУ;

выявление особенностей (стабильных проявлений) в характере поведения изменяющейся составляющей инструментальной погрешности прибора в зависимости от времени, температурных условий и перегрузок, т.е. получение достоверных знаний для прогноза значений параметров, характеризующих переменную составляющую и введения соответствующих компенсирующих поправок в СУ.

Эффективность комплекса мероприятий, направленных на повышение точности ККП и снижение инструментальной погрешности управления проверяется при многократных наземных испытаниях отдельных командных приборов или БСУ в целом по частным проблемно-ориентированным программам и методикам, а также при штатных комплексных наземных испытаниях БСУ.

Основой контроля точностных параметров и характеристик ККП и БСУ в целом являются точности знания:

проекций угловой скорости собственного вращения Земли на оси любых систем координат, примененных в описании модели проявления инструментальной погрешности любого командного прибора;

ускорения силы гравитации непосредственно в точке расположения любого акселерометра на организованном или штатном рабочем месте проведения наземного испытания.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Методическая погрешность управления. Явление методической погрешности управления для БСУ возникает в условиях возмущенной траектории активного участка КР и формируется в момент отсечки тяги ДУ в соответствии с реализованным на борту законом отсечки в поле регистрируемых БСУ возмущенных параметров движения КР к моменту отсечки.

Возмущенная траектория — возмущения, обусловленные разбросом характеристик тяги ДУ, аэродинамических сил и моментов, технологических перекосов линии действия тяги ДУ, аномалиями поля тяготения Земли и другие внешние возмущения. Такого рода возмущения параметров траектории на два и более порядков превышают уровень инструментальных вариаций параметров движения. Тем не менее, баллистическая теория движения ракетно-космических объектов показывает, что управляя отсечкой тяги ДУ по определенному закону на основе бортовой информации о параметрах движения КР, можно в условиях возмущенного движения КР выводить КА на орбиту с допустимой ошибкой, которая называется методической погрешностью управления и относится к реализованному в БСУ закону отсечки тяги ДУ и нелинейно зависит от известных в БСУ вариаций параметров траектории в момент отсечки тяги ДУ и «сложности» закона управления отсечкой.

Простейший закон управления отсечкой тяги ДУ — расчетное время t_k^p отсечки для расчетной траектории. Такой закон дает приемлемую методическую погрешность управления только для очень близкой к расчетной траектории (с уровнем вариаций параметров ниже уровня инструментальных вариаций параметров движения).

Теоретически методическую погрешность управления можно сводить к нулю и при высоком уровне возмущений параметров траектории. Но формирование в вычислительной системе БСУ закона управления отсечкой тяги ДУ в нелинейной постановке резко усложняет бортовые алгоритмы расчетов для автоматического наблюдения за формированием конечных параметров траекторий ХТ, обеспечивающих выведение КА на требуемую орбиту: $\boldsymbol{R}(t_к), \boldsymbol{V}(t_к), t_к$.

При возрастании уровня возмущений (переход к более экономному, но и более грубому регулированию режимов работы ДУ и т.п.) может быстро возникнуть дефицит вычислительных мощностей БСУ, т.е. наступает момент перехода к новым идеям управления методической погрешностью управления, который будет опираться на возможности роста ресурсов бортового вычислительного комплекса по вычислительной мощности и логическим построениям в БСУ и даже использования элементов искусственного интеллекта. Прогресс состоит в переходе на методологию терминального управления в БСУ, вплоть до решения на борту краевых задач.

8.1.7. ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Развитие СУ КР можно условно разбить на этапы по определенной совокупности признаков и характеризовать как смену поколений СУ и РКК.

На протяжении истории ракетной техники развитие СУ шло в основном по следующим направлениям:

решение научно-технических проблем обеспечения устойчивого полета и точного выведения полезной нагрузки;

создание материалов и элементной базы с внедрением новейших технологий для приборного состава СУ;

развитие прикладной баллистики на базе теории кеплерова движения в интересах возможностей подготовки и расчета полетного задания, особенно оперативного расчета полетного задания;

обеспечение надежности, помехозащищенности и стойкости к факторам поражающих излучений;

совершенствование средств и методов азимутального прицеливания;

создание и развитие научной методологии и аппаратно-измерительных средств в интересах сбора, автоматизированной проблемно-ориентированной обработки и анализа результатов наземных и летных испытаний СУ КР для повышения достоверности оценок эксплуатационно-технических характеристик новых отрабатываемых РКК.

Развитие по данным направлениям было неравномерным. Достижения в разработке более совершенных методов стабилизации и управления, совершенствование элементной базы (прецизионных командных приборов, изделий электронной техники и микроэлектроники и т.п.) приводили к новым модифи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

кациям СУ, удовлетворяющим более высоким требованиям расширившемуся кругу задач РКК.

Развитие СУ по направлению создания прогрессивных материалов и новейшей элементной базы для приборного состава оказало наиболее существенное влияние на СУ и РКК в целом. Общие научно-технические тенденции, отражающие основные качественные этапы развития и совершенствования РКК в разработках отечественных и зарубежных СУ выявляют два этапа аппаратурной реализации СУ, качественно различающиеся между собой.

До конца 60-х годов прошлого века СУ строились в основном на аналоговых схемах контуров регулирования, стабилизации и управления с применением электромеханических или электрохимических счетно-решающих приборов. В начале 70-х годов прошлого века начался этап разработок СУ с применением контуров регулирования, стабилизации и управления на дискретных принципах преобразования управляющих сигналов, связей и обмена информацией между подсистемами на базе БЦВМ.

Переход на бортовую дискретную вычислительную технику не прошел без дискуссий, главными предметами обсуждения в которых были стоимость, габаритно-массовые характеристики и надежность. Успехи в развитии электронной техники сравнительно быстро выявили реальные преимущества дискретного направления, не оставляя без внимания применение аналоговых устройств там, где видны их преимущества.

Дискретные вычислительные устройства быстро получили широкое распространение, демонстрируя функциональные возможности, не доступные аналоговым и электромеханическим вычислительным устройствам.

Функциональное разделение СУ на подсистемы выполняется по традиционной методике. Но содержание и реальные возможности функциональных подсистем существенно расширились, качество выполнение функций существенно повысилось. В частности, значительно расширились функции предстартовой подготовки, в которых появились операции предстартового определения состояния точностных параметров ККП (калибровки и масштабирования) с введением предстартовых поправок в полетное задание в целях повышения точности управления, обеспечена возможность автономного определения азимутальной ориентации измерительных осей акселерометров или измерителей скорости, их предстартовая ориентация относительно горизонта в точке старта. Стало возможным развитие методов оперативного расчета полетного задания. Также получили развитие другие возможности, преимущественно связанные с информационными и управляющими взаимодействиями со смежными системами.

В системах управления с БЦВМ аналоговые и электромеханические вычислительные устройства применяются в основном в трактах управления силовыми приводами по командам из БЦВМ.

8.1.8. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Программно-математическое обеспечение — специфическая проблема СУ дискретного типа, наиболее сложная, трудоемкая, комплексная и дорогостоящая.

Производительность при создании бортового математического обеспечения в решающей степени зависит от уровня развития универсальных ЭВМ, сервисного обеспечения бортового программирования. В СССР и РФ, а также за рубежом проводились и продолжают проводиться интенсивные исследования, направленные на решение возникшей проблемы.

Проблема создания бортового программно-математического обеспечения имеет два аспекта: исследовательская проработка алгоритмов и определение структуры математического обеспечения в комплексе с супервизором; кодирование или программирование алгоритмов с тем, чтобы полученная программа после трансляции могла быть реализована в БЦВМ. Опыт показывает, что исследовательская работа по оптимизации алгоритмов продолжается и после того, как вариант бортового математического обеспечения уже есть, что является естественным процессом, так как происходят комплексная отладка и тестирование программ на аналого-цифровых моделирующих устройствах, отработка на комплексных стендах, широко применяемых в ракетостроении. Ученые постоянно совершенствуют алгоритмы, учитывая новые возможности цифровых комплексов и по-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

следние достижения теории регулирования, прикладной механики и баллистики.

Необходимость создания специальных аппаратурных комплексов для отработки разработанных бортовых программ в комплексе с супервизором — специфическая особенность разработки бортового математического обеспечения. При этом может быть использована реальная аппаратура СУ или ее физические эквиваленты, математические модели, имитаторы, обеспечивающие проверку функционирования программы в условиях, максимально приближенных к реальным или им эквивалентным.

8.1.9. НАДЕЖНОСТЬ И СТОЙКОСТЬ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ К ПОМЕХАМ

СУ, как любая сложная техническая система, должна иметь определенный уровень надежности, номинальные характеристики которого заложены при проектировании и оцениваются при ее отработке, а также в процессе эксплуатации. При хранении и в процессе эксплуатации с течением времени, а также под воздействием внешних условий надежность естественным образом понижается.

Для поддержания требуемого уровня надежности предусмотрены мероприятия, компенсирующие потерю надежности, главным из которых является ремонт (замена) отказавшей части аппаратуры. Определение места отказа осуществляют в процессе контроля работоспособности СУ по специальной методике.

Принципиальные положения методологии выявления отказов:

обеспечение достоверности результатов контрольных измерений, полнота контроля, глубина технической диагностики места отказа (до сменного блока), оптимизация периодичности контроля;

обеспечение безопасности обслуживающего персонала и дальнейшей работоспособности комплекса;

минимизация трудозатрат и времени контрольных испытаний, увязываемых с общим ходом эксплуатации РКК и его готовности к пуску КР.

В основу методики и соответствующей эксплуатационной документации для периодических испытаний положен трехуровневый метод испытаний:

1. Защитные операции, связанные с проверкой разобщенности и сообщаемости соответственно разобщенных и сообщающихся цепей, а также слаботочного обтекания пиросапальных цепей.

2. Автономные проверки функциональных подсистем и приборов СУ в отдельности с оценкой их параметров.

3. Комплексные испытания СУ путем организации функционирования СУ в целом по предстартовым и полетным алгоритмам с использованием воздействия силы гравитации в месте испытаний вместо тяги ДУ. Циклограмма и логика проверок связей, функциональных трактов СУ и точностных характеристик при этом осуществляется в виде специального режима испытаний, обеспеченного необходимой документацией.

Стойкость СУ к радиационному воздействию космического пространства обеспечивается применением радиационно-стойкой элементной базы и экранированием.

Обеспечение повышения надежности работы СУ в полете при ограниченной надежности элементной базы достигается за счет:

создания тепловых, вибрационных и других условий работы элементов и приборов, которые соответствуют допустимым режимам их применения;

поэлементного и поканального резервирования (многоканальности) во всех функциональных трактах СУ. При этом удовлетворяется принцип, провозглашенный академиком Н.А. Пилюгиным: «СУ должна надежно работать даже на ненадежной элементной базе».

Использование дискретных бортовых вычислительных средств дало новые возможности повышения надежности СУ. Применение цифровых каналов связи последовательного типа позволило уменьшить количество проводных соединений, снизить массу и электропотребление СУ. Представилось возможным возложить на цифровой вычислительный комплекс задачи обслуживания смежных систем, добиться полной автоматизации процесса контроля и отображения результатов контроля СУ и смежных систем, обеспечить глубокую диагностику их состояния, не доступную аналоговым вычислительным системам.

При применении резервирования в составе ККП бортовая цифровая машина может сравнивать работу каналов и отбраковывать

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

канал с выявленным нарушеннем функционирования (допусковый и логический контроль). Сравнение можно проводить в условиях предстартовой подготовки и в полете, что создает существенные предпосылки для обеспечения достаточно точной работы СУ даже при отдельных функциональных или точностных отказах ее элементов.

8.1.10. ОРГАНИЗАЦИЯ И ОБРАБОТКА ПОТОКОВ ИНФОРМАЦИИ О РАБОТЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Особенностью практики проектирования и отработки СУ РКК является необходимость работы с возрастающим объемом информации, которая требуется для оценок правильности функционирования системы по все возрастающему кругу критериев в процессе проведения испытаний, а также при анализе результатов испытаний. При этом накапливаются необходимые данные для сравнительных оценок эффективности доработок СУ или оценок ее эксплуатационно-технических характеристик.

Без интенсивного развития средств и методов автоматической обработки и автоматизированного анализа информации, выработки критериев оценок по функциональным признакам с соблюдением иерархического принципа с привлечением соответствующих обобщенных параметров, зависящих от измеренных значений параметров приборов, агрегатов и подсистем, процесс обработки и анализа результатов испытаний грозит поглотить чрезмерно большие силы разработчиков и сделать недопустимо длинными интервалы обработки и анализа информации при испытаниях РН.

Только широкое применение вычислительной техники создало предпосылки для обработки больших объемов информации во всех режимах испытаний и решения логических задач по техническому диагностированию СУ и проверки смежных систем с отображением результатов испытаний и анализом «норм» или «ненорм» работы системы по отдельным этапам или видам испытаний.

В настоящее время можно говорить о типовых методиках и приемах натурной отработки РКК и СУ. Решающее значение в отработке СУ РН имеют летные испытания. При всем совершенстве наземной отработочной базы, глубине методического обеспечения наземных испытаний летные испытания и эксплуатация ракетного комплекса дают информацию о его фактических эксплуатационно-технических характеристиках. Сравнение фактических характеристик с расчетными (априорными) с учетом особенностей проявления отдельных факторов в условиях полета дает более комплексное представление об эксплуатационно-технических характеристиках, если при этом критерии соответствия опытных и расчетных характеристик установлены заранее. Идея комплексных опытно-теоретических оценок основных эксплуатационно-технических характеристик СУ и РКК в целом дает приемлемую основу для повышения качества отработки комплекса и создает необходимые стимулы для поддержания постоянного интереса разработчиков к созданным системам.

Натурная отработка РН и СУ представляет собой важнейший этап проектирования и самостоятельную область научного исследования, ее характеризует охват специфических проблем автоматизации обработки потоков информации, создания и анализа моделей механизма возникновения и проявления погрешностей в работе приборов, агрегатов и подсистем СУ в различных условиях, технической диагностики и оптимизации объемов проверок на различных этапах эксплуатации. Натурная обработка — область комплексного научного поиска с использованием последних достижений таких наук, как прикладная баллистика, математическая статистика, теория случайных функций, прикладные механика и математика.

8.1.11. ТЕНДЕНЦИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Уровень развития СУ РКК существенно зависит от двух главных факторов:

потребностей в расширении функциональных и эксплуатационных возможностей РКК, в том числе более жестких и разнообразных ограничений территориально-экологического плана, международных соглашений и др.;

уровня развития элементной базы устройств информатики, прецизионной электромеханики, чувствительных элементов инерциально-навигационных приборов, информационно-сигнальных средств межприборной связи, достижений новейших технологий получения и обработки металлов, сплавов, композитных материалов и т.д.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Наиболее эффективным средством расширения функциональных свойств СУ является совершенствование алгоритмов предстартовой подготовки и проведения пуска, управления и стабилизации КР на активном участке траектории, включая маневрирование для минимизации и региональной стабильности зон падения отделяющихся элементов КР, экологической безопасности и наблюдаемости КР в полете с помощью бортовых и внешних измерительно-информационных систем, а также возможностей спасения дорогостоящих конструкций КР вплоть до возвращения отработавших ступеней КР в зону старта и мягкого сохраняющего приземления. Задача обеспечения управления для возвращения и спасения отработавших ступеней КР — одна из самых перспективных.

Эффективное средство воплощения перспективных функциональных алгоритмов СУ — бортовое *программно-математическое обеспечение* (*ПМО*) БЦВК. В настоящее время технические качества и технологические достижения элементной базы средств информатики таковы, что при малых объемах, ограниченной массе и сравнительно малом электропотреблении БЦВМ имеют достаточно большую производительность при решении вычислительных и логических задач. Их объединение дает возможность оптимизировать функционально-управляющие выходы по текущим процессам подготовки старта и полета в рамках самой системы информатики на уровне технологий искусственного интеллекта.

Одна из тенденций развития СУ — разработка вычислительно-логических структур и ПМО с элементами систем искусственного интеллекта по модульному принципу организации, допускающему конверсию в перспективные народно-хозяйственные разработки: горно-добывающая и нефтяная промышленность, геодезия и служба тектонического наблюдения, транспортные ЛА, объекты и системы оборонного назначения и многое другое. Решение этих вопросов с учетом интересов развития СУ (быстродействие, компактность, потребляющая мощность, надежность) идет в общем русле развития средств информатики пятого поколения ЭВМ на новых уронях возможностей смежных областей техники и технологии, особенно развития базы микроэлектроники.

Внедрение систем искусственного интеллекта в СУ открывает принципиально новые перспективы в подготовке и смене ПЗ, повышении информативности и обеспечении достаточной глубины технической диагностики СУ, предстартовых калибровках командных приборов, адаптации управления и стабилизации КР в полете для некоторых типов нештатных ситуаций, повышении надежности СУ за счет функционального резервирования и т.д.

Особо следует отметить перспективу и быстрое развитие автономного азимутального наведения КР с помощью самой СУ, базирующейся на высокоточных гироскопах на борту или в наземной аппаратуре СУ с комплексным использованием информации о проекциях векторов угловой скорости вращения Земли и силы гравитации на известные направления измерительных осей соответствующих чувствительных элементов.

Развитие средств информатики в составе СУ РКК, систем телеметрии и ВТИ, повышение научного и методологического уровня обработки и анализа информации, оперативного отображения результатов в темпе полета и расширения возможностей анализа и оценок правильности функционирования СУ, КР и РКК в целом способствует объективной оценке состояния отечественной ракетно-космической техники и поддержанию уровня СУ отечественных РКК не ниже мирового.

Расширение функциональных и эксплуатационных возможностей РКК, повышение качества управления и процессов регулирования на КР, опирающихся на «интеллектуальность» бортовых средств информатики, упрощает решение вопросов, связанных с соблюдением международных экологических ограничений, освоением новых мест базирования отечественных РКК, повышающих эффективность их использования при выведении КА (чем ближе к экватору, тем лучше). Гибкая адаптация СУ к новым условиям эксплуатации РКК — хорошая основа для международного партнерского сотрудничества Российской Федерации по освоению космического пространства не только в интересах науки, но и для экономической выгоды страны. Основные из этих возможностей:

высокая точность формирования орбиты для широкого круга КА;

повышение энергетических возможностей РН за счет оптимального управления расходом топлива;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

повышение экологической безопасности РН за счет одновременного и практически полного опорожнения баков горючего и окислителя;

сокращение зон падения отделяемых элементов за счет использования терминального управления при решении соответствующих задач;

исключение необходимости поворотного стартового стола для формирования плоскости орбиты за счет реализации режима автономного прицеливания методами гирокомпасирования;

оперативная подготовка ПЗ на пуск непосредственно на стартовой позиции;

широкие возможности адаптации ПМО СУ под конкретный КА и соответствующий обтекатель;

существенное по сравнению с прототипом повышение степени автоматизации проверок РН и подготовки к пуску на технической и стартовой позициях, сокращение объема аппаратуры и обслуживающего персонала на этих позициях.

Бортовая и наземная СУ разработаны головным разработчиком СУ, что позволило создать их как единую систему от подачи напряжения промышленной сети на наземную аппаратуру до управления исполнительными элементами РН (РМ, привод пиросредств, электропневматический клапан и др.) и проводить ее комплексную проверку на отработанных позициях предприятия-разработчика.

Глава 8.2

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РН «СОЮЗ-2»

8.2.1. БОРТОВАЯ АППАРАТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Бортовая аппаратура системы управления (*БАСУ*) обеспечивает:

предстартовую ориентацию командных приборов и выработку начальных параметров движения РН;

управление движением центра масс РН и стабилизацию его пространственного положения на участках выведения;

необходимое качество переходных процессов в диапазоне изменения динамических характеристик;

управление выведением КА на заданные орбиты с требуемой точностью;

попадание в заданные районы отчуждения отделяемых частей РН — боковых блоков, центрального блока, головного обтекателя, хвостового отсека;

формирование программной ориентации РН;

взаимодействие с полезной нагрузкой;

управление работой систем и агрегатов РН;

управление расходованием топлива на всех участках траектории РН, в том числе межблочную (на 1-й ступени) и внутриблочную (на всех ступенях) синхронизацию выработки компонентов топлива и прогнозирование момента времени полной выработки топлива на 1-й и 2-й ступенях;

решение задач обеспечения безопасности предстартовой подготовки, пуска и полета РН, в том числе своевременное распознавание аварийных ситуаций, формирование необходимых команд и прекращение неуправляемого полета, выдачу в КА команды «Авария»;

выдачу в систему бортовых телеизмерений информации о параметрах движения РН и работоспособности СУ;

проверки совместно с наземной и контрольно-испытательной аппаратурой СУ оборудования БАСУ и элементов электроавтоматики РН.

БА СУ относится к классу необслуживаемых автономных управляющих систем, работающих в режиме реального времени. Оптимальное построение таких систем по критериям надежности, стоимостям изготовления и создания ПМО реализуется с использованием трехканальной резервированной структуры с обеспечением работоспособности при одной возможной неисправности.

Состав и назначение бортовой аппаратуры. Структурная схема бортовой аппаратуры СУ приведена на рис. 8.2.1.

Ядром БАСУ является БЦВМ «Малахит-3», построенная по принципу многопроцессорного вычислительного комплекса с фиксированным (закрепленным) центральным специализированным процессором (системным модулем).

В состав *центральной вычислительной системы* (*ЦВС*) входит:

системный модуль (*СМ*) — модуль с трехкратно резервированной структурой всех его внутренних устройств, включая тактовые, по методу поузловой мажоритации двух из трех,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

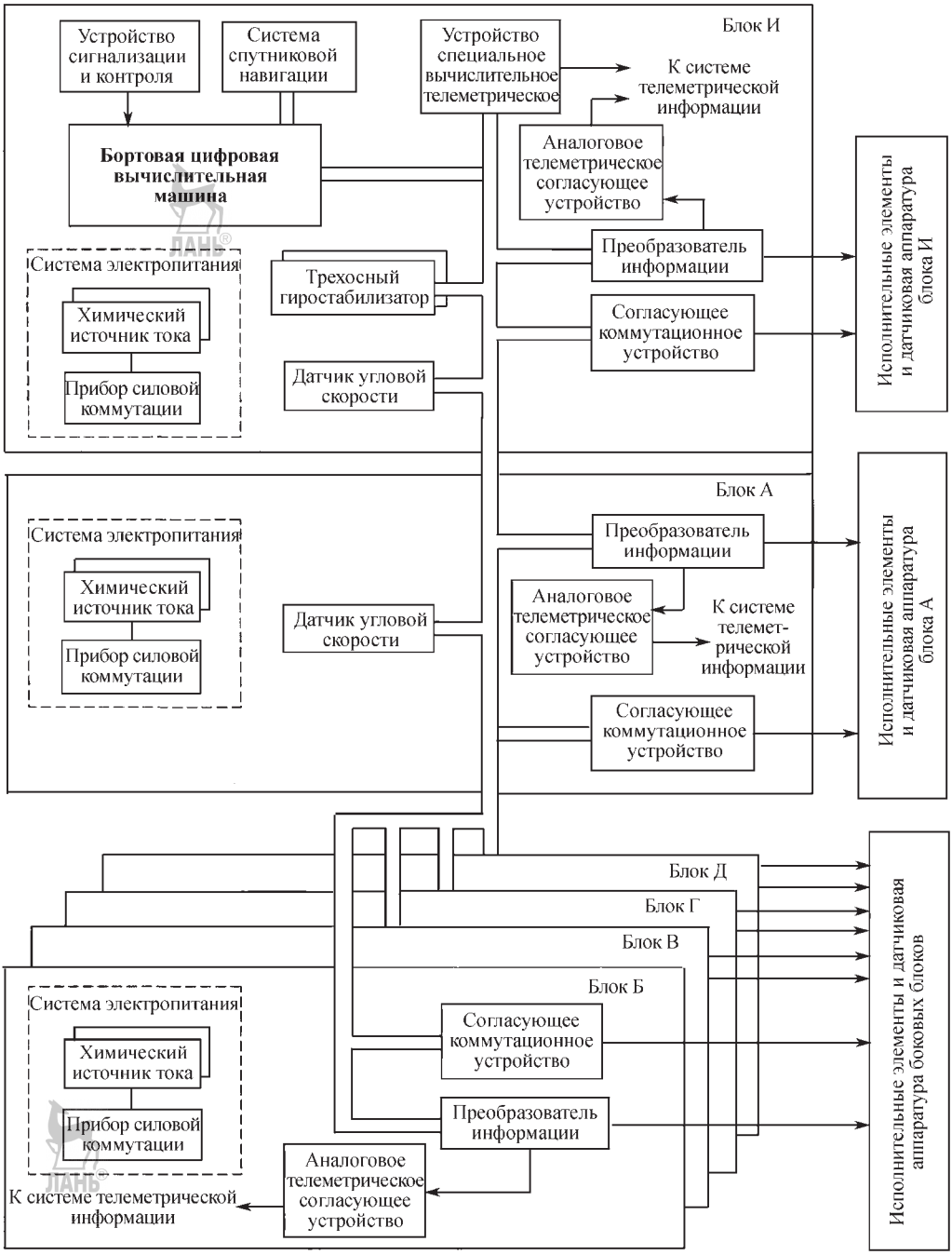


Рис. 8.2.1. Схема функционального взаимодействия ККП и БЦВК, выводящих РН «Союз-2» в число перспективных носителей этого класса на достаточно отдаленную перспективу

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

который управляет обменом данными по внутренней тройной шине (магистрали ЦВС) с другими модулями прибора, синхронизируя их работу, и обменом (через модуль связи) по внешним магистралям прибора с другими приборами БЦВК и смежными системами, обеспечивает подключение программ обмена для приема данных с датчиков и выдачи управляющей информации, организацию и поддержание жесткого цикла (периода) решения задач в БЦВС, осуществляет синхронизацию циклограмм *вычислительного модуля* (*ВМ*) и СМ друг с другом через систему прерывания со стороны СМ. СМ решает дополнительные задачи, связанные с диагностикой функционирования оборудования и поддержания работоспособности всей системы в условиях сбоев и отказов отдельных его компонентов. СМ реализован на основе процессора 16 бит, с ПЗУ 8 Кбайт, запоминающим устройством периферийного вычислителя 32 Кбайт и ОЗУ 8 Кбайт, работает на частоте 1 МГц;

три параллельно работающих канала ВМ, каждый из которых располагает индивидуальным тактовым устройством. Во всех каналах используется одно и то же программное обеспечение, т.е. три комплекта программы выполняют все вычисления параллельно, результаты направляются по утроенной внутренней шине в СМ, который сравнивает результаты трех ВМ между собой и выбирает по методу двух из трех информацию для обмена со смежными приборами (системами).

ВМ обеспечивает необходимую вычислительную мощность решения всех задач *бортовой цифровой вычислительной системы* (*БЦВС*).

Специфические особенности решения задач в БЦВС следующие:

1. Решение всех задач происходит в реальном масштабе времени.

2. Обеспечивается допустимое запаздывание между приемом информации с датчиков и выработкой по ней управляющих сигналов.

3. Изменение состава решаемых задач возможно практически в любой заданный момент времени.

4. Состав задач многообразен в каждый конкретный момент времени.

В каждом канале ВМ используется процессор 32 бит с ЗУПВ 96 Кбайт, структурно разделенным на динамическое ОЗУ данных 24 Кбайт RAM и запоминающее устройство периферийного вычислителя 72 Кбайт загружаемых программ.

Модуль связи, который обеспечивает интерфейс внутренней тройной шины со всеми внешними абонентами — дублированной магистралью связи с наземной аппаратурой СУ, трехканальным интерфейсным модулем, соединенным с семью внешними шинами (КА или РБ), специализированным модулем приема и обработки данных из многоканального приемника прибора спутниковой навигации (по тракту GPS), модулем связи, использующим процессор 32 бит, ПЗУ 8 Кбайт, ОЗУ 8 Кбайт.

В случае выявления СМ «отказа» одного из каналов ВМ СМ запускает режим тестирования этого канала для подтверждения отказа. Если канал работает, в его память загружаются правильные данные, поступающие из другого канала, если нет (признак неисправности резерва этого канала по результатам сравнения массивов информации и контрольных сумм разных каналов), что фиксируется СМ сразу после допустимого числа попыток восстановления канала ВМ (для проверочных режимов и режима предстартовой подготовки равно двум, для режима полета — трем), то информация по неисправному каналу не загружается. В процессе работы периодически проходит тестирование неисправного канала. В случае положительного результата тестирования канал считается восстановленным.

Пространственную систему координат формирует ККП. Комплекс предназначен для выполнения следующих функций:

создания на борту РН инерциальной системы координат;

определения положения РН относительно этой системы координат;

измерения приращений кажущейся скорости РН на направлениях осей чувствительности акселерометров и выдачи в БЦВМ соответствующей информации.

ККП конструктивно состоит из двух дублирующих друг друга *трехосных гиростабилизаторов* (*ТГС*), которые представляют собой ГСП в трехстепенном карданове подвесе с установленными на ней тремя измерителями приращения кажущейся скорости, датчиками команд (ДК) на осях карданова подвеса и электронными блоками (ЭБ), предназначенными для обеспечения режимов работы ККП, сопряжения ККП с кодовой линией связи и обмена информацией с БЦВК.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Точностные характеристики ККП обеспечиваются дублированием чувствительных элементов и электроники (два параллельно работающих ТГС); периодической тарировкой точностных параметров ККП средствами автономной контрольно-проверочной аппаратуры; поддержанием в процессе предпусковой подготовки температуры корпусов ТГС и БЭ в требуемом диапазоне; проведением тарировки точностных параметров ККП непосредственно при предстартовой подготовке.

Для измерения проекций вектора абсолютной угловой скорости на оси связанной с изделием ортогональной системы координат используется *бортовой ДУС* (*БДУС*), установленный на блоке III ступени. Для стабилизации изделия на частотах упругих колебаний относительно корпуса дополнительно в межбаковом отсеке ЦБ также устанавливается БДУС.

В качестве чувствительных элементов БДУС используются три роторных вибрационных гироскопа, каждый из которых имеет две измерительные оси, чем обеспечивается избыточная чувствительность по осям изделия. На рис. 8.2.2 представлены оси чувствительности БДУС.

Избыточность осей чувствительности и резервированная электроника позволяют выполнить требования по работоспособности при одной возможной неисправности.

Согласующие коммутационные устройства предназначены для выполнения следующих задач:

прием кодовой информации от БЦВК и преобразование ее в команды управления для приборов и подсистем БАСУ, системы телеизмерений, ВТИ, КА на исполнительные элементы электроавтоматики РКН;

прием релейных команд от элементов РКН (отрывные соединители, реле давления, приводы системы управления расходом топлива, контактные датчики), преобразование их в код и передача в БЦВС;

реализации схемных блокировок, обеспечивающих безопасное функционирование БАСУ для обслуживающего персонала при работе с изделием;

выдача команды на аварийное прекращение полета, команда «Авария» в РБ или КА как по командам, сформированным БЦВС, так и при его отказе.

Согласующие коммутационные устройства реализованы в трехканальном исполнении для защиты от одной возможной неисправности.

Структурно они состоят из блока логического, предназначенного для приема, обработки информации из БЦВС и выдачи ее в формирователь релейных команд, приема, обработки информации от преобразователя релейных команд и передачи их в БЦВС в кодовом виде; формирователей команд управления спецсредствами, предназначенными для управления работой пиросредств.

Схема управления пиросредствами РН в процессе полета представлена на рис. 8.2.3.

Силовые реле шины Д1 позволяют коммутировать ток 2...3 А на одну пару контактов, число таких пар контактов равно шести, их рабочее напряжение составляет $27^{+2,7}_{-1,3}$ В. Реле включения пиросредств 1-Р1, 2-Р1, 3-Р1 имеют рабочее напряжение 27^{+7}_{-4} В, ток срабатывания равен 8,4 мА, длительность подачи напряжения на реле включения пиросредств составляет 60 мс. Батарея *химического источника тока* (*ХИТ*) имеет емкость 25 А·ч и поддерживает напряжение 28...32,5 В.

Надежность включения пироэлементов обеспечивается подачей гарантированного тока одновременно на два мостика каждого пироэлемента, защита от несанкционированного срабатывания которых обеспечивается двухполярной коммутацией и подачей тока по схеме два из трех формирователей линейных команд управления приводами и команд на электропневмоклапан; преобразователей релейных команд, обеспечивающих прием релейных команд от исполни-

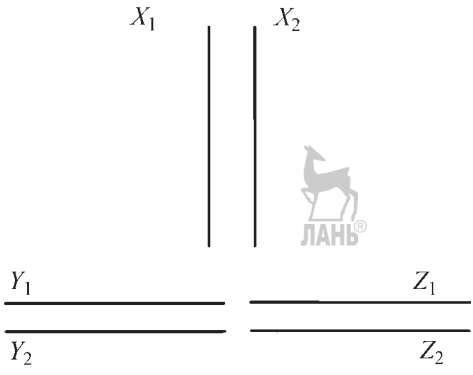


Рис 8.2.2. Оси чувствительности БДУС:
X_1Y_1, X_2Z_1, Y_2Z_2 — первого, второго и третьего датчиков соответственно

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

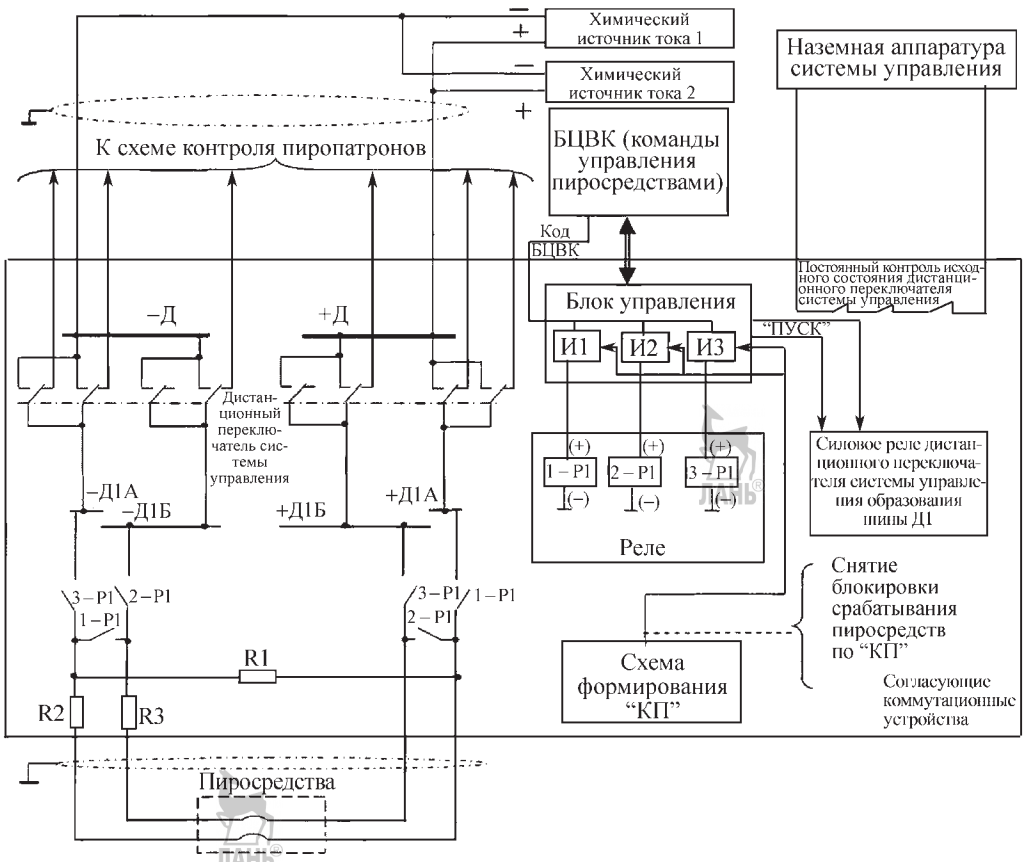


Рис. 8.2.3. Схема управления бортовыми пиросредствами:
И1, И2, И3 — канальные измерители; КП — команда «Подъем»

тельных органов и преобразования их в цифровой код для передачи в БЦВК; блока блокировок, предназначенного для обеспечения безопасности работ по подготовке РН путем введения защиты от несанкционированного образования цепи питания пиросредств и ЭПК.

Приборы преобразования информации предназначены:

для преобразования кодовой, поступающей из БЦВК, и аналоговой информации с приборов обратной связи в сигналы управления рулевыми приводами соответствующих блоков;

для преобразования аналоговой информации, поступающей с датчиков уровней, датчиков объемного расхода и датчиков давления, в кодовую информацию, вводимую в БЦВК.

Схема связи СУ с РМ приведена на рис. 8.2.4.

Система спутниковой навигации (ССН) предназначена для высокоточного определения параметров движения РН. В составе СУ используется ССН, обеспечивающая прием навигационных сигналов от навигационных ИСЗ систем «ГЛОНАСС» и «Navstar», обработку информации и передачу ее в БЦВК. Полученная информация используется для коррекции траектории полета РН в заданные моменты времени и для решения задач ВТИ.

ССН включает в себя следующие приборы, размещаемые на блоке III ступени:

антенно-фидерные устройства, осуществляющие прием навигационных сигналов;

многоканальные приемные усилители, предназначенные для усиления принятых сигналов;

прибор спутниковой навигации, осуществляющий обработку навигационной информации и передачу ее в БЦВК.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

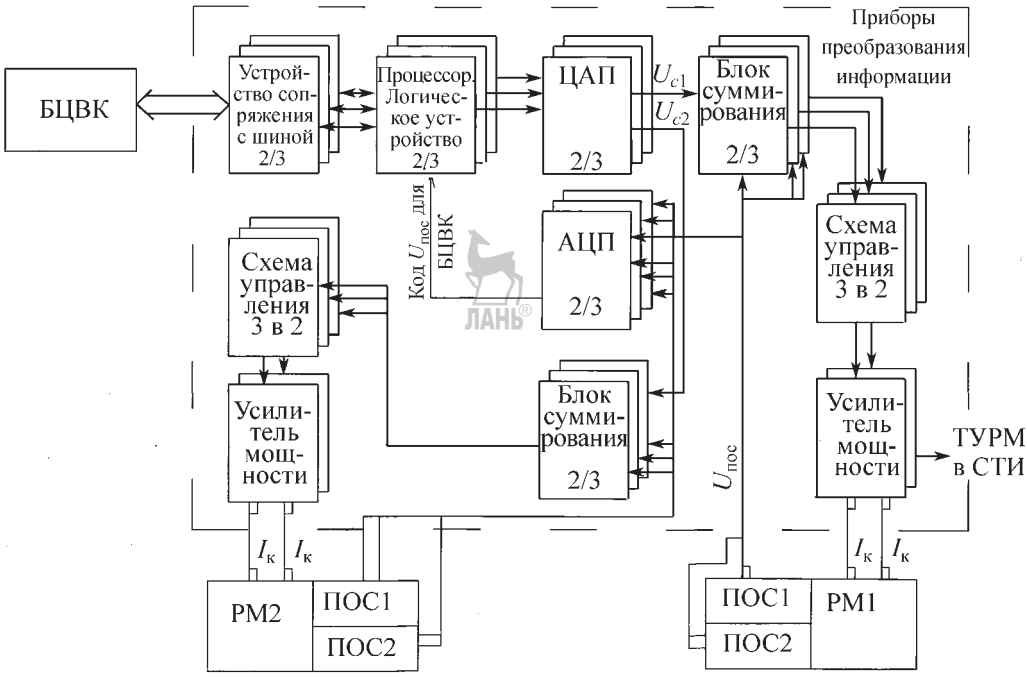


Рис. 8.2.4. Схема связи СУ с РМ:
1, *2* — потенциометры обратной связи; $U_{пос}$ — код с ПОС *1*, *2*;
$I_к$ — управляющие коды с усилителя мощности

Система электропитания предназначена для обеспечения подачи напряжения 30 В на аппаратуру СУ.

8.2.2. БОРТОВОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Структура бортового программного обеспечения. Программное обеспечение, используемое БЦВК, состоит из различных модулей. Его конфигурация для испытательных режимов работы СУ определяется загрузкой необходимого набора модулей, хранящихся в памяти компьютера, в память центрального компьютера БЦВС.

В режимах предстартовой подготовки на стартовый комплекс из наземной аппаратуры СУ загружаются модули программ *спецвычислитель наземного устройства* (*СВНУ*), для управления конфигурацией задач СВНУ, учета паспортных параметров ККП.

Модули программ задач управления полетом РН загружаются в память центрального компьютера БЦВК в конце предстартовой подготовки РН. Управление конфигурацией программы полета осуществляется через массив ПЗ, состав которого рассчитывается в зависимости от миссии РН. ПЗ загружается в ОЗУ центрального компьютера БЦВС по окончанию решения задач СВНУ в конце режима предстартовой подготовки.

Конфигурация загрузки программных модулей в запоминающие устройства модулей ЦВС. В запоминающие устройства модулей ЦВС на заводе-изготовителе загружаются различные программы. В ПЗУ СМ заносится программа-загрузчик, обеспечивающая ввод всех программ, загруженных в запоминающие устройства модулей ЦВС, для режимов комплексных проверок, предстартовой подготовки и полета. В ПЗУ ВМ ССН заносятся программы приема и обработки данных (по тракту GPS).

Структура бортового программного обеспечения. В состав загружаемого в запоминающее устройство периферийного вычислителя СМ и ВМ ЦВС программного обеспечечения входят:

программы расчета элементарных математических функций, обмена, диспетчеры,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

реализующие временные диаграммы и циклограммы всех участков;

программные модули операционной системы вычислительного процесса ВМ, расчетных и логических функциональных блоков, формирования выходных команд и управляющих сигналов БЦВК, а также формирования информации для выдачи в систему телеизмерений, встроенного контроля работоспособности ЦВС и управления конфигурацией включения резервнного оборудования.

Данный комплекс программных модулей реализует исполнение всех задач в соответствии с заданными алгоритмами полета.

Структура данных, используемых полетной программой БЦВК. Параметры пуска (миссии), определяющие временную диаграмму полета, систем стабилизации, спутниковой коррекции, данные о траектории выведения, содержатся в массиве ПЗ (массив Ма2), записываемом перед пуском в память БЦВК.

Параметры ПЗ отражают структуру функциональных задач основных полетных параметров, в которую входят параметры:

навигационной задачи и системы наведения;

системы стабилизации;

спутниковой коррекции;

СУ расходом топлива;

диагностики ККП.

Параметры пуска, включающие характеристики геодезического обеспечения в точке пуска, ориентацию осей РН относительно направления на север, баллистический пеленг для наведения ГСП, паспортные параметры ККП, признак полезной нагрузки (тип обтекателя) содержатся в соответствующем массиве.

Массивам ПМО соответствуют контрольные суммы.

Функционирование полетной программы. Полетная программа выполняется параллельно в трех каналах ВМ ЦВС. Механизм голосования (логика «два» из «трех» программного пословного сравнения в СМ ЦВС) дает возможность выбирать достоверные данные при любой одной возможной неисправности в каналах резервирования ВМ ЦВС без отключения вычислительного процесса обработки данных.

В состав БЦВК введено устройство (кварцевое) синхронизации, обеспечивающее с высокой стабильностью выработку циклических меток (1мс).

Решение задач полетной программы организовано по жестким циклограммам. Основной цикл T_0 = 60 мс работы ЦВС при выполнении полетной программы организуется с помощью счетчиков в СМ ЦВС, обрабатывающих заданное количество меток.

8.2.3. СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ РАБОТЫ РН В ПОЛЕТЕ

На активном участке полета система управления РН контролирует возникновение на борту аварийных ситуаций. При их возникновении система управления формирует необходимые команды на прекращение аварийного полета и выдает в полезную нагрузку сигнал «Авария».

Критериями аварийного функционирования РН являются:

1. Потеря управляемости — превышение допустимых величин рассогласования между программными и текущими значениями углов тангажа, рыскания, крена и угловых скоростей. Данный критерий формируется в БЦВК на основании обработки текущих данных ККП.

2. Невыдача команды на разделение I и II ступеней, команды на начало запуска двигателя III ступени внутри допустимых диапазонов времени. Данный критерий формируется БЦВК и обобщенно контролирует результаты ненормального функционирования I и II ступеней, приводящего к недопустимому недобору скорости РН, свидетельствующему о нецелесообразности продолжения полета. Определение скорости производится по данным маятниковых акселерометров каждого ТГС.

3. Преждевременное отделение бокового блока определяется в БЦВК при отставании бокового блока от центрального.

4. Снижение тяги двигателя III-й ступени.

5. Отказ ККП реализуется в БЦВК в случае отказа двух ТГС на основании диагностического слова ТГС и анализа информации, измеряемой двумя ТГС (отказ одного любого ТГС на точностные характеристики управления полетом РН не влияет).

6. Отказ БЦВК формируется в *сигнальном командном устройстве* (*СКУ*) блока III ступени по аппаратному признаку аварийности БЦВК — прекращение поступления в СКУ от БЦВК по кодовой магистрали сигнала «Исправность БЦВК» в течение 0,18 с.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

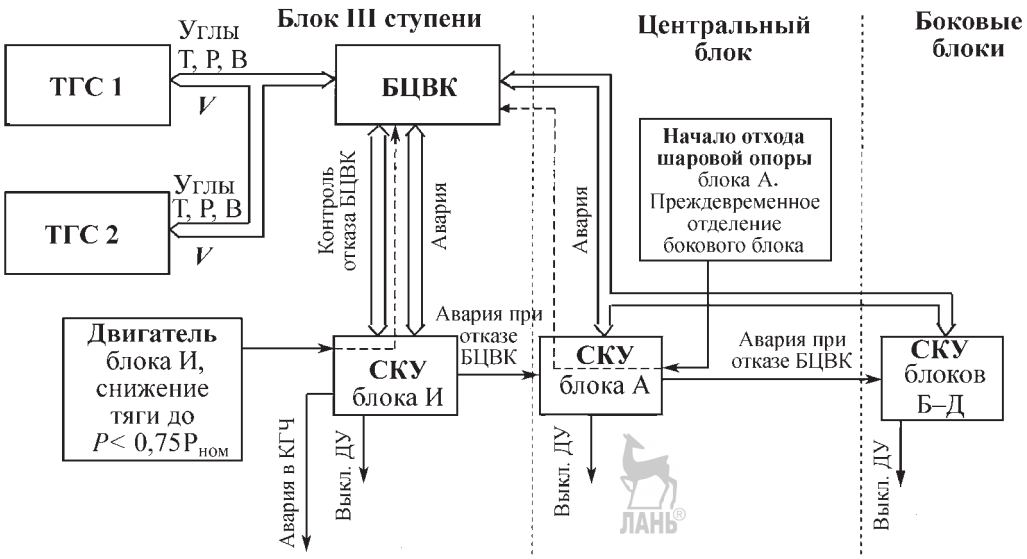


Рис. 8.2.5. Структурная схема СУ по формированию сигнала «Авария» РН «Союз-2»

Структурная схема СУ формирования сигнала «Авария» РН «Союз-2» приведена на рис. 8.2.5.

8.2.4. НАЗЕМНАЯ АППАРАТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Наземная аппаратура СУ (НАСУ) относится к классу ремонтопригодных управляющих систем, выполняющих свою основную функцию — автоматическую предстартовую подготовку — в режиме реального времени по сигналам от системы единого времени.

Оптимальное построение таких систем по критериям надежности выполнения основной задачи с учетом объема запасных частей, стоимостей изготовления и создания ПМО обеспечивают двухканальной резервированной структурой, в которой соблюден принцип выполнения основной задачи при отказе одного канала НАСУ.

НАСУ выполнена в виде двухуровневой структуры с агрегатно-модульным построением на основе базового ряда аппаратно-программных модулей в унифицированных конструктивах.

В состав НАСУ входят:

двухканальный прибор управления ракетным стартом (ПУРС), предназначенный для централизованного автоматизированного задания режимов работы СУ;

ЭВМ в каждом канале ПУРС, обеспечивающая выполнение при помощи ПУРС задач по управлению режимами, вводу и хранению необходимой информации, кодовому взаимодействию с *бортовой аппаратурой системы управления* (*БАСУ*), и являющаяся средством отображения и регистрации информации о ходе и результатах выполнения штатных режимов НАСУ;

двухканальный прибор цифровой управляющий, осуществляющий прием и преобразование сигналов, контроль достоверности преобразования, взаимодействие с БАСУ и системами стартового комплекса по релейным и аналоговым сигналам и кодовое взаимодействие с ПУРС;

прибор контроля цепей, обеспечивающий контроль правильности стыковки соединителей НАСУ и БАСУ, проверку разобщения цепей СУ с корпусом и взаимодействие с ПУРС по передаче результатов проверки для отображения и регистрации;

аппаратура приема альманаха, предназначенная для приема информации от навигационных ИСЗ систем «ГЛОНАСС» и «Navstar»;

приборы датчиков тока для съема, преобразования и выдачи токов, протекающих в цепях, контролируемых НАСУ;

аппаратура электропитания НАСУ для обеспечения приборов НАСУ и БАСУ элек-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

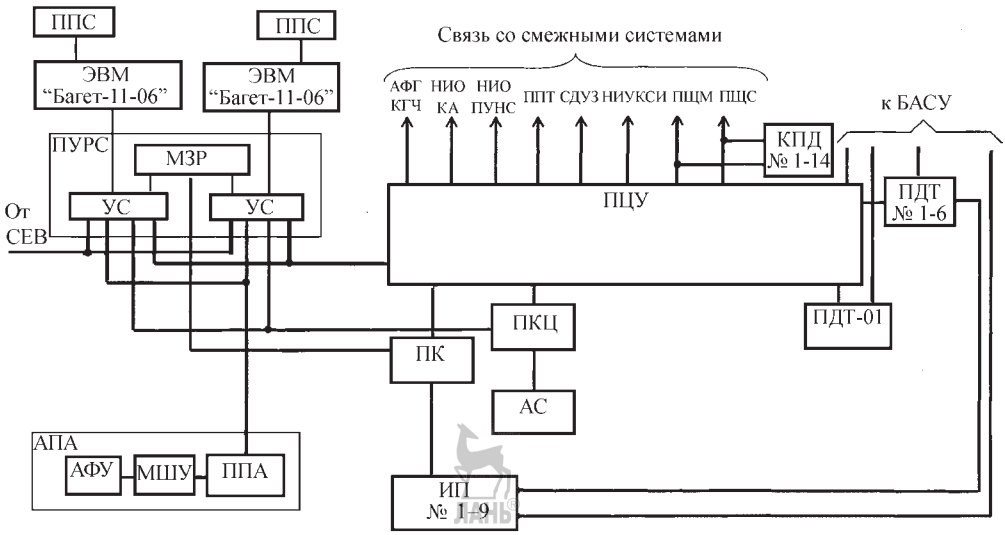


Рис. 8.2.6. Структурная схема НАСУ

тропитанием требуемых номенклатуры и качества.

Структурная схема НАСУ представлена на рис. 8.2.6, где приняты следующие обозначения:

ППС — прибор переключения сетей; ПУРС — пульт управления ракетным стартом; МЗР — модуль задания режимов; УС — устройство связи; СЕВ — система единого времени; АПА — аппаратура приема альманаха; МШУ — малошумящий усилитель; ППА — пульт приема альманаха; АФГ КГЧ — аппаратура формирования готовности космической головной части; НИО КА — наземное испытательное оборудование космического аппарата; НИО ПУНС — наземное испытательное оборудование пульта управления наддувом при сливе; ППТ — пульт пожаротушения; СДУЗ — система дистанционного управления заправкой; НИУКСИ — наземный измерительно-управляющий комплекс системы измерений; ПЩМ — пневмощиток мачтовый; ПЩС — пневмощиток стартовый; КПД — коробка переходная демпфирующая; ПЦУ — прибор цифровой управляющий; ПДТ — прибор датчиков тока; БАСУ — бортовая аппаратура СУ; ПКЦ — прибор контроля цепей; ПК — прибор коммутации; АС — адаптер сетевой; АФУ — антенно-фидерное устройство; ИП — источник питания.

Глава 8.3

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ

8.3.1. ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ РАЗДЕЛЕНИЯ

Для *баллистической ракеты дальнего действия* (*БРДД*) и особенно для РКК характерно отделение пассивных элементов конструкции, т.е. тех элементов, которые или исчерпали свой энергетический ресурс (ступени, РБ, ДУ систем обеспечения запуска и т.д.), или их функционирование в составе БРДД или РКК закончено (хвостовые и переходные отсеки, головные обтекатели, крышки люков научной аппаратуры и т.д.). Многие аварийные ситуации, особенно связанные со спасением экипажа, также приводят к необходимости срабатывания различных систем разделения (СР). Под «процессом разделения» будем понимать два процесса: непосредственно разделение, т.е. разрыв силовых связей между элементами конструкции БРДД или РКК, и процесс отделения, т.е. относительное движение разделившихся тел.

СР отличаются большим разнообразием, так как отделение пассивных элементов конструкции происходит на всех участках полета РКК — на активном участке траектории, при полете по орбите ИСЗ или к другим телам солнечной системы, при посадке на них и полете по траектории возврата, а также на участке

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

спуска на поверхность Земли. Все это позволяет утверждать, что надежное функционирование СР, которое включает в себя не только безотказность в срабатывании всех элементов, входящих в их состав, но и обоснованный выбор параметров относительного движения разделившихся тел, представляет собой важную часть успешного выполнения задач, стоящих перед БРДД или РКК. Отказ в срабатывании хотя бы одного из элементов, входящих в состав СР, или неправильный выбор их характеристик ведет, как правило, к аварийным ситуациям, связанным с невыполнением программы полета.

Ответственность СР в обеспечении задач, поставленных перед БРДД или РКК, диктует их разработчикам необходимость выполнения следующих требований:

проектируемая СР должна органически вписываться в создаваемый РКК с учетом функционирования его как в штатных, так и в возможных аварийных ситуациях;

последовательность прохождения электрических команд при срабатывании СР (*циклограмма* (*ЦГ*) разделения) должна быть построена из условия обеспечения дальнейшего штатного полета активной части РКК;

конструктивные элементы, входящие в состав СР, должны гарантировать заданные рабочие характеристики (величину развиваемой работы или импульса, время и разновременность срабатывания, прочностные характеристики и т.д.) с одновременным обеспечением высокого уровня надежности при минимальной массе;

методики расчета процессов отделения должны быть составлены таким образом, чтобы учитывать влияние всех основных факторов и обеспечивать проведение расчетных работ с минимальными затратами времени;

наземная экспериментальная отработка как элементов, входящих в состав СР, так и систем в целом должна быть проведена в условиях, максимально приближенных к натурным, в целях получения фактических рабочих характеристик.

Данные требования — общие и могут быть в каждом конкретном случае дополнены, видоизменены и детализированы.

На участке выведения на орбиту ИСЗ (активном участке траектории), как правило, производится отделение значительных по габаритам и массам элементов конструкции, что обычно реализуют с помощью мощных по силовому воздействию средств отделения при больших перегрузках и скоростных напорах. К таким отделяемым элементам конструкции относятся отработавшие ступени и различные капотирующие устройства (головной обтекатель, хвостовые отсеки и т.д.).

На орбитах ИСЗ и на траекториях полета к другим телам солнечной системы наряду с крупногабаритными элементами конструкции (РБ, переходные отсеки) отделяются различные вспомогательные устройства, которые уже выполнили свои функции (блоки датчиков, прицельные устройства и т.д.). Отделение указанных пассивных элементов конструкции осуществляется, как правило, в условиях невесомости с использованием незначительных по силовому воздействию средств отделения. На функционирование СР на этом участке накладывают иногда дополнительные требования такие, как например, увод отделившегося РБ в заданном направлении, фиксация отделяемого элемента в определенном положении на активном или пассивном блоках и т.д. [1].

8.3.2. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ

Рассмотрим основные типы СР, входящие в состав РКК и БРДД.

В настоящее время приняты две основные компоновочные схемы РН — с поперечным и продольным («пакетная» схема) разделением отработавших ступеней.

При отделении ступеней ракет, выполненных по схеме с поперечным делением, обычно реализуют два основных способа разделения [1]: «горячее», когда ДУ верхней (активной) ступени запускается еще до подачи команды на разделение, и «холодное», или отделение торможением отработавшей ступени после разрыва силовых связей между ступенями. В этом случае ДУ верхней ступени запускается после достижения определенного расстояния между разделившимися ступенями.

Одно из важных требований, предъявляемых к разделению ступеней, является минимальное время процесса, которое связано со стремлением уменьшить баллистические потери, а также сократить время неуправляемого полета активной ступени. Для уменьшения времени требуется увеличение дейст-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника.
Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

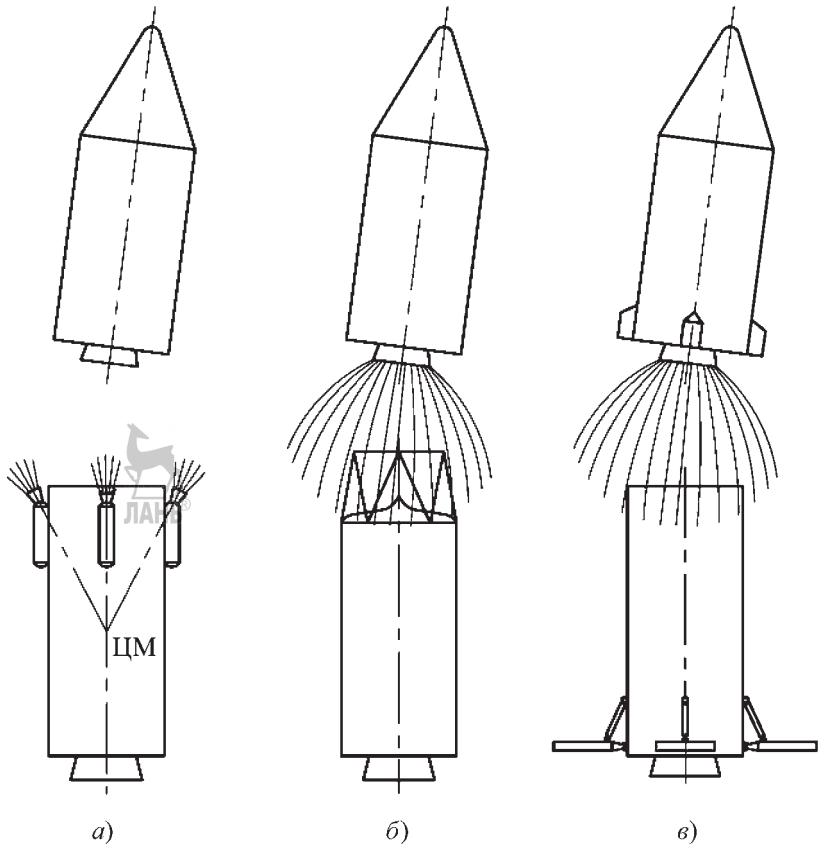


Рис. 8.3.1. Схемы поперечного разделения ступеней:
а — «холодное» разделение; *б* — «горячее» разделение;
в — с использованием аэродинамических щитков

вующих при отделении сил, что связано с дополнительными массовыми затратами и возмущениями углового движения разделяемых тел.

При «холодном» разделении (рис. 8.3.1, *а*) для сообщения ступеням относительной скорости обычно применяются РДТТ, расположенные в верхней или нижней частях отделяемой ступени. Установка в верхней части позволяет направить вектор их тяги практически в *центр масс* (*ЦМ*) отработавшей ступени, что приводит при разделении к значительному уменьшению возмущений углового движения. Однако такая установка имеет и существенный недостаток — воздействие струй РДТТ на активную ступень.

Нижняя установка РДТТ отделения позволяет практически исключить данный недостаток, но приводит к заметному увеличению возмущений углового движения ступеней за счет значительного большего эксцентриситета тяги двигателей отделения. В некоторых случаях прибегают к установке РДТТ как на отработавшей, так и на активной ступенях, что упрощает запуск ее ДУ, но приводит к дополнительным массовым затратам. Назначение этих двигателей состоит в обеспечении перемещения компонентов топлива к заборным устройствам магистралей окислителя и горючего, питающих маршевую ДУ активной ступени.

ЦГ «холодного» разделения ступеней представлена на рис. 8.3.2, *а*. Основное требованиее при ее формировании — отвод отработавшей ступени на безопасное расстояние до полного выхода на режим полной тяги ДУ активной ступени. Величина этого расстояния выбирается из условия исключения

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

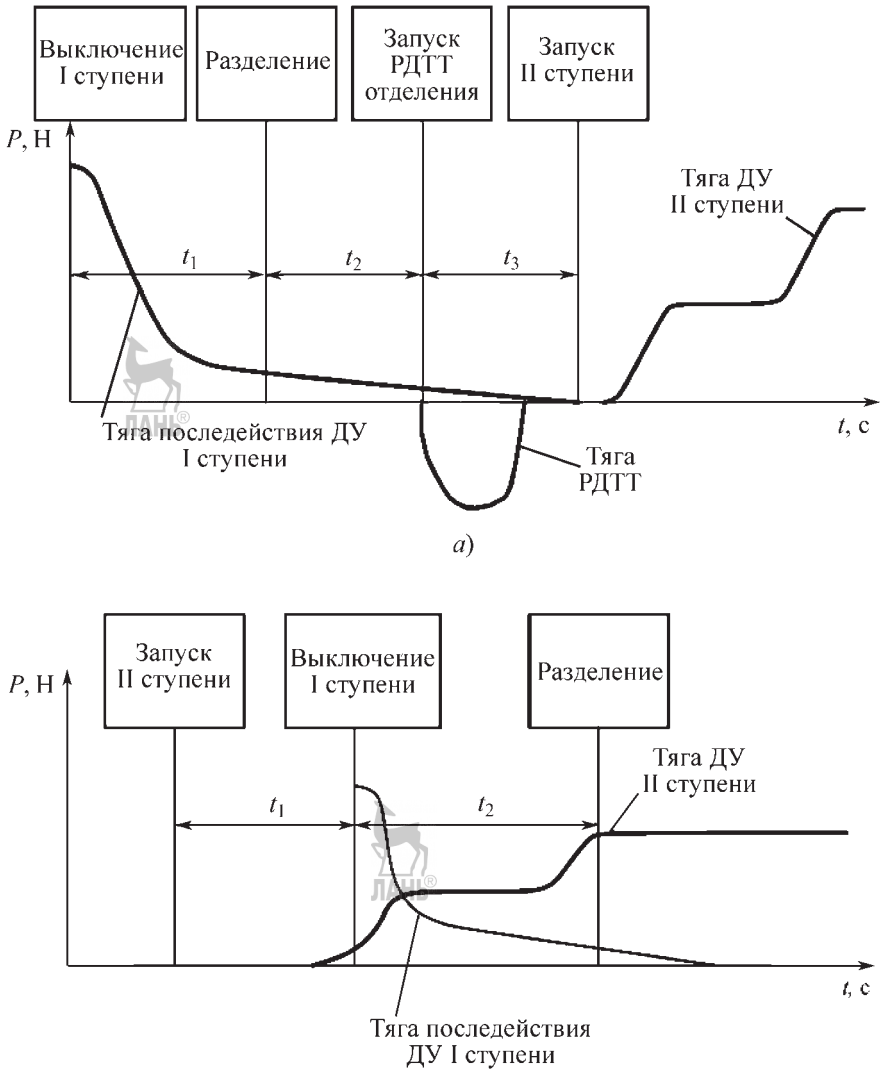


Рис. 8.3.2. Последовательность прохождения команд при «холодном» (*а*) и «горячем» (*б*) разделении

взрыва отработавшей ступени при газодинамическом воздействии на нее ДУ активной ступени.

Основные достоинства «холодной» схемы разделения состоят в том, что процесс происходит под действием незначительных по величине сил, без заметных возмущений линейной и угловой скоростей активной ступени.

К недостаткам следует отнести достаточно сложную последовательность операций, сравнительно большие потери скорости, активной ступени и трудности с запуском ее ДУ в условиях невесомости.

При «горячем» разделении (рис. 8.3.1, *б*) встает вопрос защиты отделяемой и активной ступеней от теплового и силового воздействия струй ДУ активной ступени во время ее запуска. На активной ступени должно быть предусмотрено создание достаточно прочной и теплостойкой донной защиты элементов конструкции, находящихся внутри ее хвостового отсека, на которую действуют отражен-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ные от верхнего днища отработавшей ступени горячие газы и избыточное давление в межблочном отсеке, который проектируется таким образом, чтобы обеспечить свободный выход из него газов до начала разделения ступеней. Он выполняется обычно в виде фермы или отсека со специальными газоотводными окнами.

Тепловая и силовая защита отделяемой ступени, входящая в состав межблочного отсека, устанавливается на верхнем днище ее бака.

Типовая ЦГ «горячего» разделения представлена на рис. 8.3.2, *б*. Опережающий запуск ДУ активной ступени позволяет создать осевую перегрузку, необходимую для гарантированного прижатия жидких компонентов топлива к нижним днищам баков в целях гарантированного их поступления в ДУ активной ступени.

Преимущество «горячего» разделения — высокая скорость процесса, простая последовательность команд, обеспечивающая надежный запуск активной ступени.

К недостаткам следует отнести значительные возмущения углового движения ракеты и дополнительный расход топлива активной ступени, а также весьма существенные материальные затраты, связанные с необходимостью проектирования и экспериментальной отработки тепловой защиты ступеней.

Обе системы имеют свои преимущества и недостатки, выбор любой из них для вновь разрабатываемой ракеты требует серьезного технического обоснования.

Разделение ступеней твердотопливных ракет имеет свои особенности. Благодаря большей, по сравнению с жидкостными ракетами, тяговооруженностью они имеют значительную скорость в плотных слоях атмосферы и при реализации описанных выше способов разделения могут быть дополнительно использованы устройства, создающие аэродинамическое торможение отработавшей ступени (рис. 8.3.1, *в*).

Отсутствие осевой перегрузки не влияет на запуск РДТТ активной ступени. Быстрый выход на стационарный режим работы облегчает задачу управления ракеты в период разделения и уменьшает потери дальности. Для уменьшения влияния на процесс разделения остаточной тяги (тяги последействия) отработавшей ступени на ней вводят отсечку тяги — вскрытие двигателя. Оно производится или отстрелом заглушек, установленных на верхнем днище двигателя, или вскрытием на его боковой поверхности отсечных люков. Вскрытие двигателя наиболее целесообразно проводить непосредственно перед подачей команды на разделение ступеней или одновременно с ней.

В ракетах «пакетной» схемы, поперечное сечение одной из которых представлено на рис. 8.3.3, *а*, отделение боковых блоков после выработки в них компонентов топлива может производиться одним из трех способов в следующей последовательности:

разрыв нижних силовых связей, вращение относительно верхних узлов связи, раскрытие их и отвод ступеней от центрального блока (по этой схеме реализовано отделение ступеней РН типа «Восток»);

разрыв верхних силовых связей, вращение относительно нижних узлов (с возможным проскальзыванием отделяемых блоков вдоль поверхности активной ступени), последующее их раскрытие или соскальзывание отделяемых блоков с поверхности центрального блока (по этой схеме выполнена дублирующая система отделения боковых блоков РН «Энергия» и МКА «Буран» от центрального блока в нештатной ситуации полета при выполнении им маневра для возврата на стартовую позицию);

одновременное раскрытие верхних и нижних узлов связи и отвод отработавших боковых блоков от центрального блока (штатная схема отделения боковых блоков РН «Энергия»).

На рис. 8.3.3, *б* представлена упрощенная ЦГ штатного отделения боковых блоков РН «Энергия». В процессе предстартовой подготовки и в полете на боковые блоки ракеты наложены связи, допускающие их расчетное относительное перемещение друг относительно друга. Отделение их производится попарно по факту достижения РН определенного скоростного напора, т.е. команде на отделение должна предшествовать операция соединения (запирания) рядом расположенных боковых блоков в единое целое — параблок.

На рис. 8.3.4, *а* представлено поперечное сечение РН «пакетной» схемы с плотной компоновкой боковых блоков. Как показали исследования, отделение боковых блоков и в этом случае целесообразно проводить параблоками. В процессе полета возможны нештатные ситуации, связанные с отказом ДУ

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

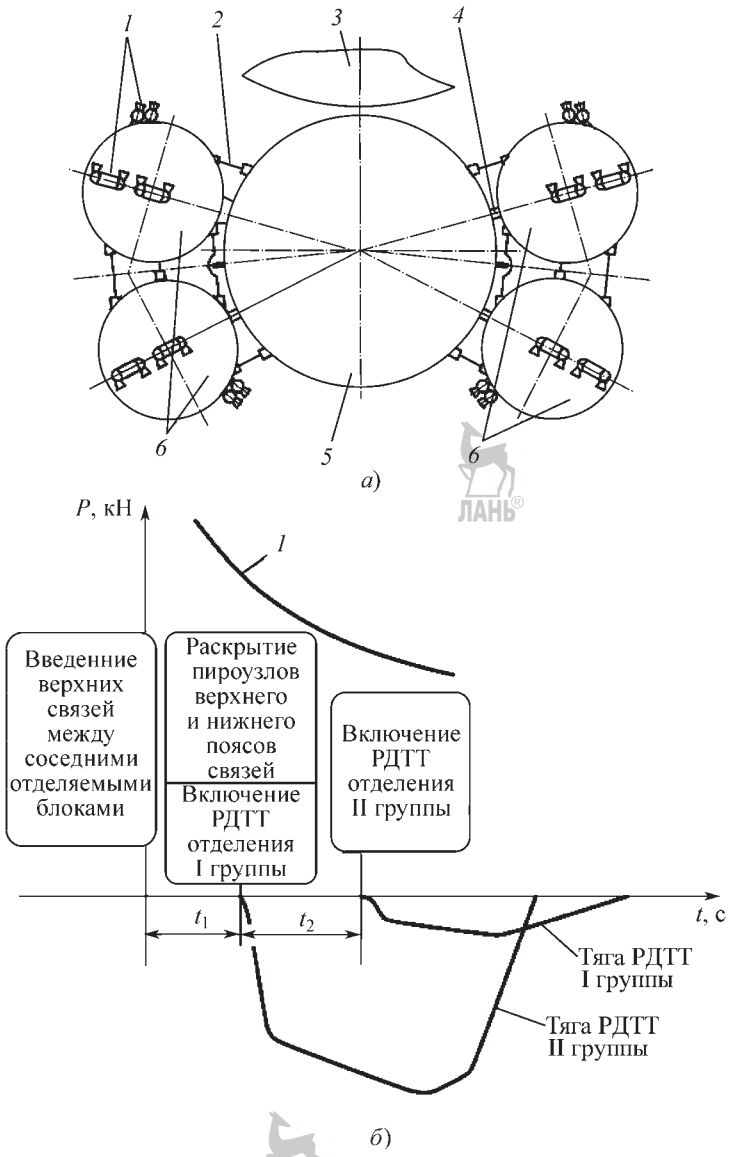


Рис. 8.3.3. Принципиальная схема отделения боковых блоков (*а*) и упрощенная циклограмма этого процесса (*б*):
1 — РДТТ отделения; *2* — нижний узел связи; *3* — МКА «Буран»; *4* — верхний узел связи; *5* — центральный блок; *6* — боковые блоки

одного из боковых блоков. В целях компенсации несоосности вектора тяги в данном случае необходимо выключить ДУ диаметрально противоположного блока. Незначительная величина зазоров между параблоками приводит к необходимости построения ЦГ (рис. 8.3.4, *б*), отличной от реализованной на РН «Энергия». Отличие состоит в том, что система управления в процессе полета анализирует состояние боковых блоков и подает сначала команду на отделение двух диаметральных штатно отработавших пироблоков. Имея минимальную по сравнению с другими параблоками массу и симметричное располо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

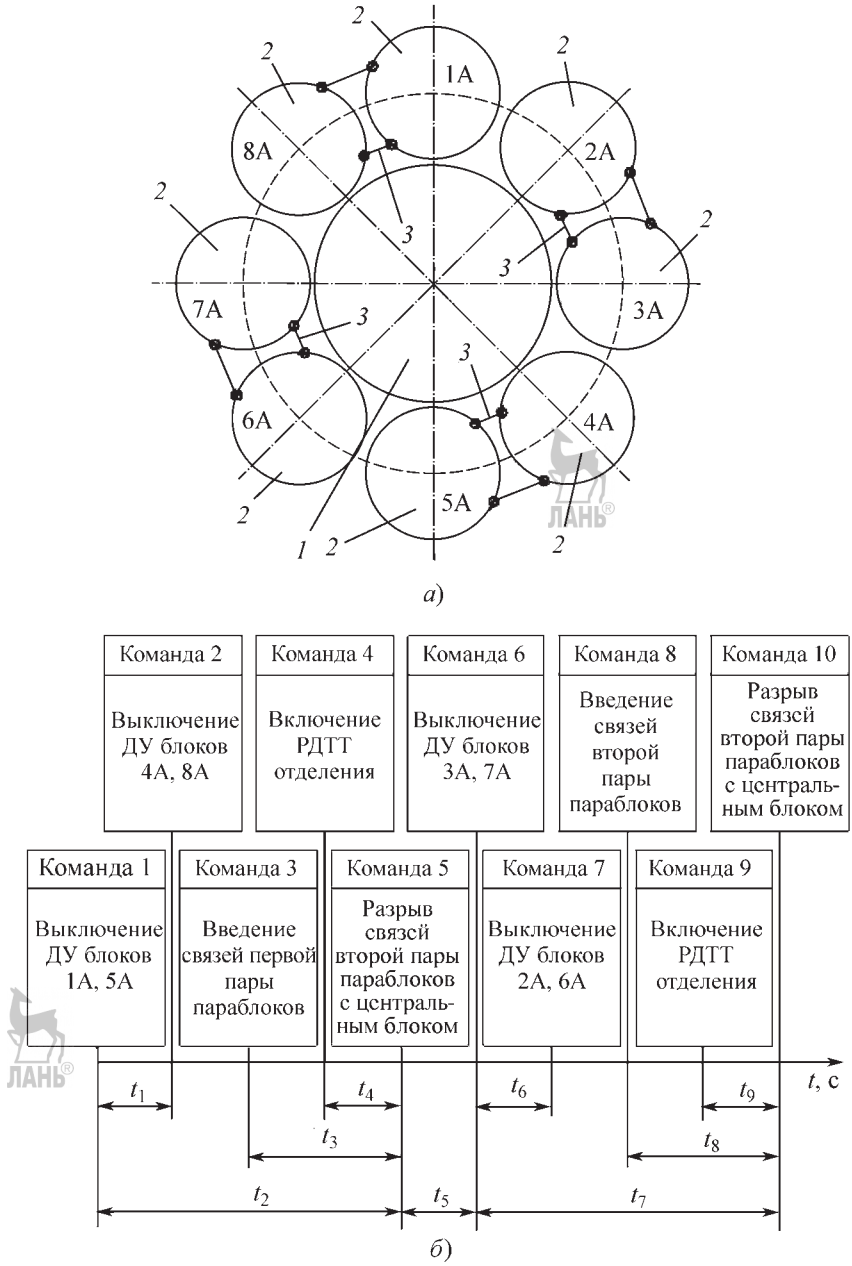
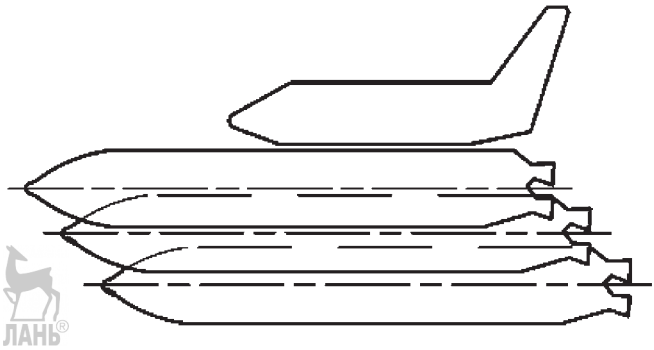


Рис. 8.3.4. Принципиальная схема отделения боковых блоков РН «пакетной» схемы плотной компоновки (*а*) и циклограмма разделения (*б*):
1 — центральный блок; *2* — боковые блоки; *3* — связка блоков (параблоки)

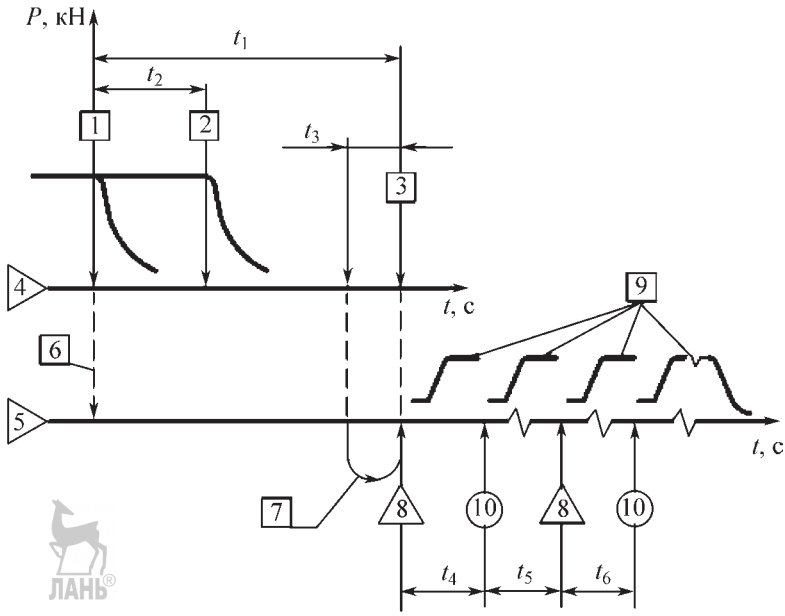
жение РДТТ отделения относительно их ЦМ, параблоки без соударения пройдут начальный участок относительного движения. Нештатные параблоки отделяются последними.

В случае штатной работы всех боковых блоков система управления выдает команды на их отделение в зафиксированной последовательности. Одновременное отделение всех параблоков в

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая



а)



б)

Рис. 8.3.5. Схема (*а*) и циклограмма (*б*) штатного отделения центрального блока РН «Энергия» от МКА «Буран»:

1 — выключение первой и третьей ДУ центрального блока; *2* — выключение второй и четвертой ДУ центрального блока; *3* — срабатывание основных средств разделения центрального блока и МКА «Буран»; *4* — комплекс автономного управления центрального блока; *5* — система управления МКА «Буран»; *6* — трансляция в СУ «Буран» признака «начало выключения ДУ центрального блока»; *7* — трансляция в СУ «Буран» признака «синхрометка отделения МКА «Буран»; *8* — срабатывание основных средств разделения МКА «Буран»; *9* — увод МКА «Буран» агрегатами реактивной СУ; *10* — срабатывание дублирующих средств разделения МКА «Буран»

этом случае может привести к их соударению в процессе относительного движения. Кроме того, резкое изменение осевой перегрузки отрицательно скажется на работе ДУ центрального блока.

По комбинированной схеме выполнено отделение центрального блока РН «Энергия» от МКА «Буран». В случае его штатного отделения (рис. 8.3.5) одновременно рвутся зад-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

ние и передние связи между разделяемыми телами, и МКА «Буран» отводят от центрального блока.

При нештатном полете, приводящем к необходимости возврата «Бурана» в район старта, отделение его от центрального блока проводят в иной последовательности. В этом случае сначала рвут переднюю связь, и МКА «Буран» разворачивают относительно задних узлов, образующих ось вращения, на заданный угол. По его достижении узлы раскрываются и разделяемые тела расходятся друг относительно друга.

При проектировании систем разделения должны быть выполнены следующие требования:

при срабатывании узлов связи и средств отделения не допускается разброс элементов конструкции или осколков, а виброударные перегрузки не должны превышать заданный уровень;

время разрыва узлов связи и особенно их разновременность должны быть минимальными (последняя величина обычно не должна превышать 0,01 с);

все узлы и агрегаты, входящие в состав системы, должны обладать высокой надежностью;

суммарный вектор силы расстыковки транзитных электрических, гидравлических и пневматических разъемов, проходящих через разделяемый стык, должен иметь минимальное плечо относительно ЦМ разделяемых ступеней;

все электроразъемы в момент расстыковки должны быть обесточены;

разъемы всех типов, не участвующие в процессе разделения, должны быть по возможности расстыкованы предварительно индивидуальными средствами;

средства разделения и отделения должны иметь пиротехническое и электрическое дублирование;

электрокоммуникации обязаны обеспечивать гарантированное срабатывание элементов, входящих в состав системы;

средства разделения и отделения должны оказывать минимальные возмущения на движение активной ступени;

простота и доступность обслуживания элементов систем разделения на технической и при необходимости на стартовой позиции;

максимальная унификация и стандартизация.

Для защиты КА от воздействия набегающего потока широко используются капотирующие устройства в виде головного обтекателя, которые сбрасываются после прохождения РН плотных слоев атмосферы. Процесс сброса происходит следующим образом: после подачи команды на отделение производится разрыв силовых связей сначала по продольному стыку створок, а затем по поперечному — между створками и РН. Обтекатель разделяется таким образом на две или более створки, которые под действием сил от средств отделения начинают вращаться относительно осей, расположенных около нижнего стыковочного шпангоута (рис. 8.3.6). В целях снижения токопотребления пиротехнические элементы средств разделения, расположенные на разделяемом стыке, срабатывают не одновременно, а группами (группы А и Б). По достижении определенного угла, называемого углом сброса, створки отделяются и, обладая относительной скоростью, отходят от РН.

Величина угла сброса выбирается обычно из условия получения максимального значения проекции скорости отделения створки на направление, перпендикулярное к продольной оси РН и лежащее в плоскости ее вращения.

В узлах вращения перпендикулярно продольной оси РН обычно устанавливают один или несколько короткоходовых, но с большой начальной силой пружинных толкателей. Их назначение — сообщение дополнительной скорости точкам головного обтекателя, расположенным вблизи узла вращения, для исключения их соударения с РН в процессе относительного движения.

В тех случаях, когда длина обтекателя составляет несколько десятков метров, его необходимо разделить на два или более самостоятельных отсека, отделение которых осуществляется последовательно.

На активном участке траектории и при орбитальном полете РКК отделяются хвостовые и переходные отсеки различного вида, причем они отделяются как неразрезными, так и предварительно расчлененными на несколько створок (рис. 8.3.7).

В конце активного участка траектории производится отделение ПГ, который при этом может получить два вида возмущений: отклонение вектора скорости ЦМ и угловую скорость вращения относительно любой из

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

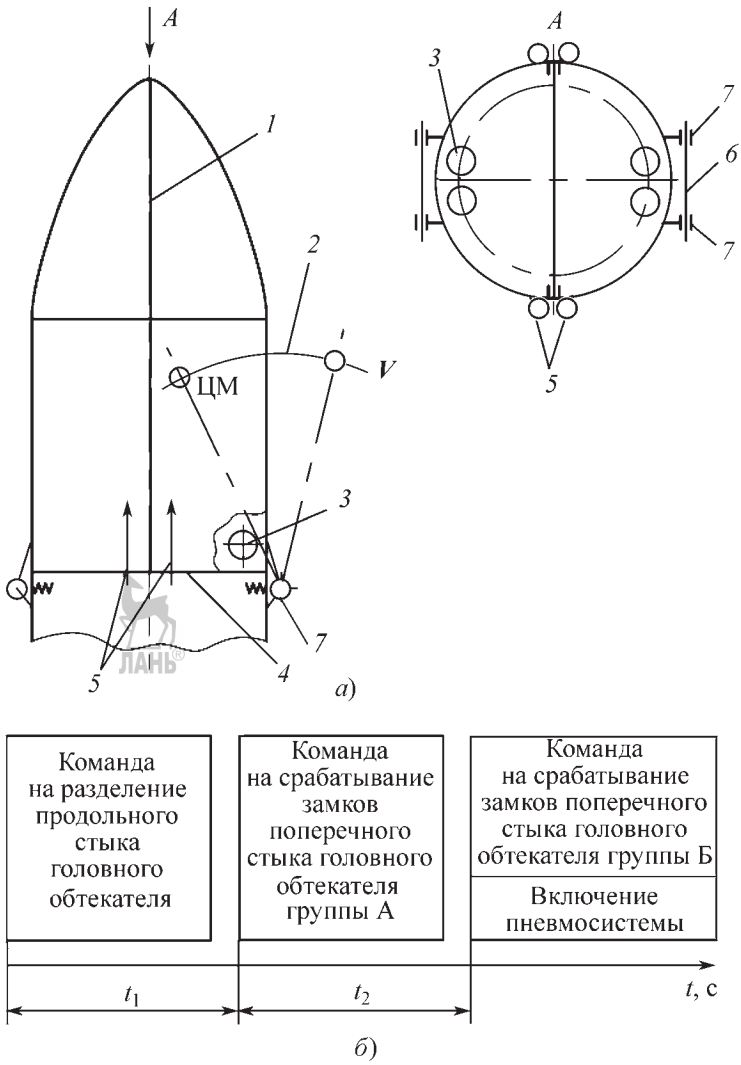


Рис. 8.3.6. Принципиальная схема головного обтекателя (*а*) и циклограмма его отделения (*б*):
1 — продольный стык; *2* — угол сброса створок; *3* — шар-баллон; *4* — поперечный стык; *5* — пневмотолкатель; *6* — ось вращения; *7* — узел вращения

поперечных осей, проходящих через ЦМ. Отклонение вектора скорости возникает вследствие разброса величины тяги последействия последней ступени, времени срабатывания исполнительных элементов системы, энергетических характеристик средств отделения и т.д.

Причинами, приводящими к появлению угловой скорости вращения ПГ, могут быть поперечные колебания корпуса ракеты во время его отделения, наличие эксцентриситета тяги последействия, эксцентриситета действующих сил средств отделения, разновременность срабатывания средств разделения и т.д.

Рассмотренные СР функционируют в штатных условиях полета. Кроме того, существуют аварийные ситуации, приводящие к необходимости отделения определенных элементов конструкции и срабатыванию дополнительных, специально введенных для этого, СР. Особенно актуально данный вопрос вста-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

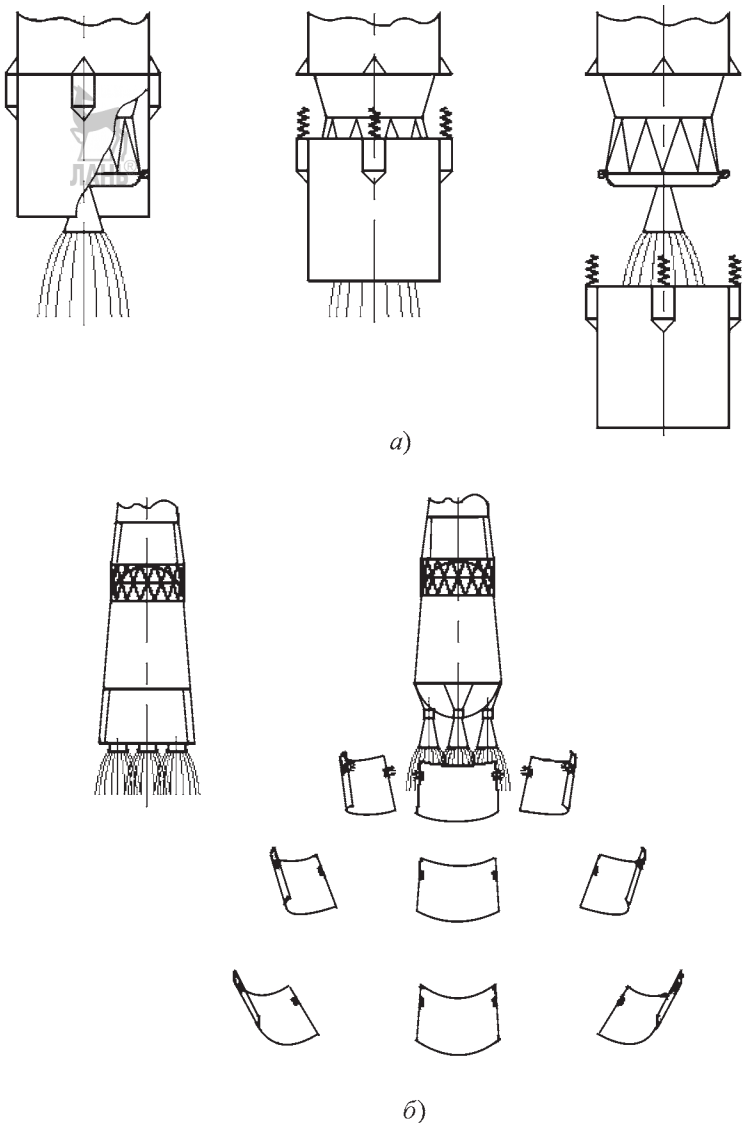


Рис. 8.3.7. Отделение неразрезного отсека (*а*) и расчлененного хвостового отсека (*б*)

ет при необходимости спасения экипажа в случае аварии РН.

Рассмотрим эту аварийную ситуацию применительно к РН «Союз». Вся траектория выведения КА на орбиту разбита на четыре участка работы системы аварийного спасения (рис. 8.3.8). На атмосферном участке полета (участок I на рис. 8.3.8, *а*) для обеспечения спасения экипажа служит специально предусмотренная для этой цели ДУ системы аварийного спасения (ДУ САС) *3*, установленная в носовой части ракеты. Она состоит из центрального ракетного двигателя *2* и ракетного двигателя разделения *1* (рис. 8.3.8, *б*).

Спасение экипажа на участке I происходит в следующей последовательности. После появления сигнала «Авария» разрываются транзитные коммуникации между бытовым *5* и приборно-агрегатным отсеками, а СА 7 фиксируется в опорных ложементах *6*. Приборно-агрегатный отсек входит в состав КА, выводимого на орбиту, и стыкуется с нижней

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

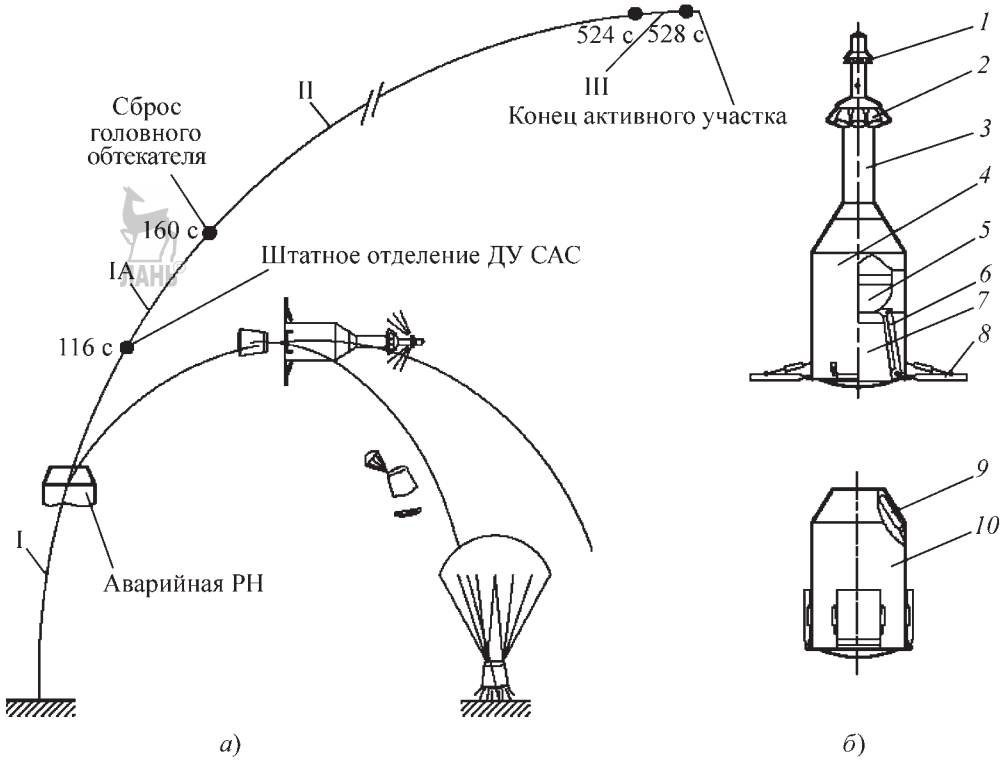


Рис. 8.3.8. Схема работы системы аварийного спасения:
1 — ракетный двигатель разделения; *2* — центральный ракетный двигатель; *3* — ДУ САС; *4* — спасаемая часть на участке I; *5* — бытовой отсек; *6* — ложемент; *7* — СА; *8* — решетчатые стабилизаторы; *9* — РДТТ увода; *10* — спасаемая часть на участке IA

частью СА. Через временной интервал Δt, отсчитываемый от предыдущей команды, выключается ДУ РН, отделяется спасаемая часть *4*, запускается центральный ракетный двигатель *2* и раскрываются решетчатые стабилизаторы *8*. В верхней части траектории полета отделившейся части подается команда на разрыв силовых связей между СА и бытовым отсеком и запуск ракетного двигателя разделения *1*. Под действием его тяги СА выходит из-под обтекателя и в дальнейшем осуществляет автономный полет, в течение которого последовательно отделяется лобовой щит, выполняющий роль теплозащитного экрана, и крышка парашютного контейнера. Затем вводятся каскады парашютов, обеспечивая наряду с двигателями мягкой посадки штатное приземление СА.

Участок IA (рис. 8.3.8, *а*) начинается после отделения ДУ САС *3*. При появлении сигнала «Авария», как и в предыдущем случае, производят разрыв электрических коммуникаций между бытовым *5* и приборно-агрегатным отсеками, фиксация СА в опорных ложементах. Через временной интервал Δt выключают ДУ РН и подают команду на отделение спасаемой части *10*, а также на запуск РДТТ *9* ее отвода от РН. Затем, с временной задержкой, величина которой зависит от времени аварии при полете по траектории выведения, подается команда на разделение СА и бытового отсека, после чего СА совершает автономный полет.

После сброса головного обтекателя начинается участок II. В случае появления на этом участке сигнала «Авария» производят выключение ДУ РН, и через временной интервал Δt подают команду на отделение бытового отсека, который под действием истечения из него газа наддува и работы средств отделения уходит от РН. Далее по фиксированной временной метке отделяют СА.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Участок III начинается с того момента, когда ДУ КА в случае аварии РН способна вывести весь корабль, отделенный от РН, на орбиту.

Приведенное описание последовательности операций при спасении экипажа в случае аварии РН на активном участке траектории не претендует на абсолютную полноту и не охватывает весь перечень срабатываемых при этом СР.

В зависимости от поставленных задач, особенностей компоновки, условий срабатывания и т.д. СР отличаются большим разнообразием. Классификация СР по расчетным случаям представлена на рис. 8.3.9. По конструктивно-кинематическим признакам большинство из них можно объединить в две основные группы. СР, отнесенные к первой группе, условно назовем системами с плоским стыком. Они характеризуются одновременным срабатыванием средств связи разделяемых элементов конструкции с последующим одновременным или опережающим включением в работу средств отделения. Эта группа достаточно обширна и включает в себя СР ступеней, разгонных и головных блоков, головных частей, отсеков КА, крышек люков и т.д. Для всех отделяемых элементов конструкции, входящих в данную группу, расчет их кинематических параметров может быть проведен по единой методике.

Процесс отделения пассивного элемента конструкции, крепление которого к активному блоку выполнено по схеме плоского стыка, можно разбить в общем случае на следующие участки:

срабатывание средств разделения одновременное или несколькими группами;

относительное движение под действием сил средств отделения на участке кинематической связи (шпилечный участок);

относительное движение под действием сил средств отделения;

свободное относительное движение.

Во вторую группу можно объединить СР, имеющие дополнительную связь в виде оси вращения (рис. 8.3.9). По этой схеме выполнены системы сброса головного обтекателя, происходит раскрытие панелей СБ, некоторых типов антенн, различных датчиков и т.д. По этой же схеме производится отделение (штатное или аварийное) ступеней РН «пакетной» схемы. Процесс отделения указанных элементов можно разбить на следующие участки:

срабатывание средств разделения;

движение на оси вращения под действием сил средств отделения;

свободное относительное движение.

Взаимодействие оси вращения с отделяемым элементом имеет конструктивные осо-

Рис. 8.3.9. Классификация систем разделения по расчетным случаям

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

бенности. При сбросе, например, ГО его створки после раскрытия продольно-поперечного стыка поворачиваются на заданный угол, а затем, после раскрытия осей вращения, совершают свободное относительное движение. При открытии небольших антенн участок свободного относительного движения отсутствует. После отвода антенн на заданный угол происходит ее фиксация в заданном положении. Кроме того, существуют СР, в которых совмещено вращательное движение отделяемого элемента относительно оси с поступательным движением СР вдоль паза.

Следует отметить, что существуют системы, которые не могут быть отнесены ни к одной из описанных выше групп. Примером такой системы может служить отделение неразрезного переходного отсека скатыванием его по упругому ограждению в виде подпружиненных роликовых опор (рис. 8.3.7, *а*).

8.3.3. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ

Многочисленность СР и обширность стоящих перед ними задач привели к необходимости создания разнообразных исполнительных элементов. В зависимости от конструктивных особенностей и назначения этих элементов проведена их классификация, в соответствии с которой они разделены на следующие три группы: средства крепления и разделения; средства отделения; сопутствующие элементы (рис. 8.3.10).

Для срабатывания средств разделения и большинства средств отделения необходима подача электрической команды, которая, принимая во внимание требования к быстродействию, минимальному разбросу по времени и т.д., реализуется через пироустройство. Основными преимуществами пироустройств являются малые габариты и масса, высокая надежность, низкий расход энергии инициирующего импульса тока, простота электрической схемы, способность вырабатывать большое количество энергии за более короткое время по сравнению с любым из механических устройств, достаточно точное регулирование интенсивности действия, возможность обеспечения заданного периода задержки на срабатывание.

Пиропатрон с проволочными мостиками накаливания — основное инициирующее и газообразующее средство, используемое в СР. В целях увеличения надежности пиропатроны имеют два мостика накаливания, при сгорании любого из них происходит его срабатывание. Диапазон рабочих температур лежит в интервале 323...223 К. Кроме того, пиропатрон может храниться при неблагоприятных условиях окружающей среды. Рабочий ток срабатывания составляет 1...2 А при напряжении 27 В, время срабатывания не превышает 0,1 с. В пиропатронах основные виды взрывчатого вещества — горящие.

В последние годы достаточно широкое применение нашли пиропатроны предохранительного типа. Их основное отличие от обычных состоит в том, что они электрически защищены от несанкционированного срабатывания: для снятия блокировки необходима специальная электрическая команда.

Другое инициирующе средство, используемое в основном в устройствах разделения, содержащих детонирующие шнуры — электродетонатор.

К средствам разделения относятся пирозамки, пирочеки, пироболты, пиромеханические устройства, линейные устройства разделения на основе детонирующих шнуров [1] (рис. 8.3.10). Все они подразделяются на точечные, многозвенные и линейные.

Еще одной характерной группой элементов СР являются средства отделения, т.е. устройства, сообщающие разделившимся телам относительную скорость. В их состав входят пиротолкатели, пневматические и пружинные толкатели, импульсные средства отделения, РДТТ, газовые сопла, аэродинамические устройства, жидкостные ракетные двигатели.

К средствам разделения и отделения предъявляются следующие основные требования:

минимальная масса и габариты;

работоспособность в заданном температурном диапазоне;

максимальная надежность;

минимальное потребление электрической энергии при срабатывании;

нечувствительность к динамическому нагружению и воздействию окружающей среды;

минимальное динамическое воздействие на окружающие элементы конструкции;

отсутствие вылетающих частей и осколков;

простота конструкции и ее технологичность;

взаимозаменяемость;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

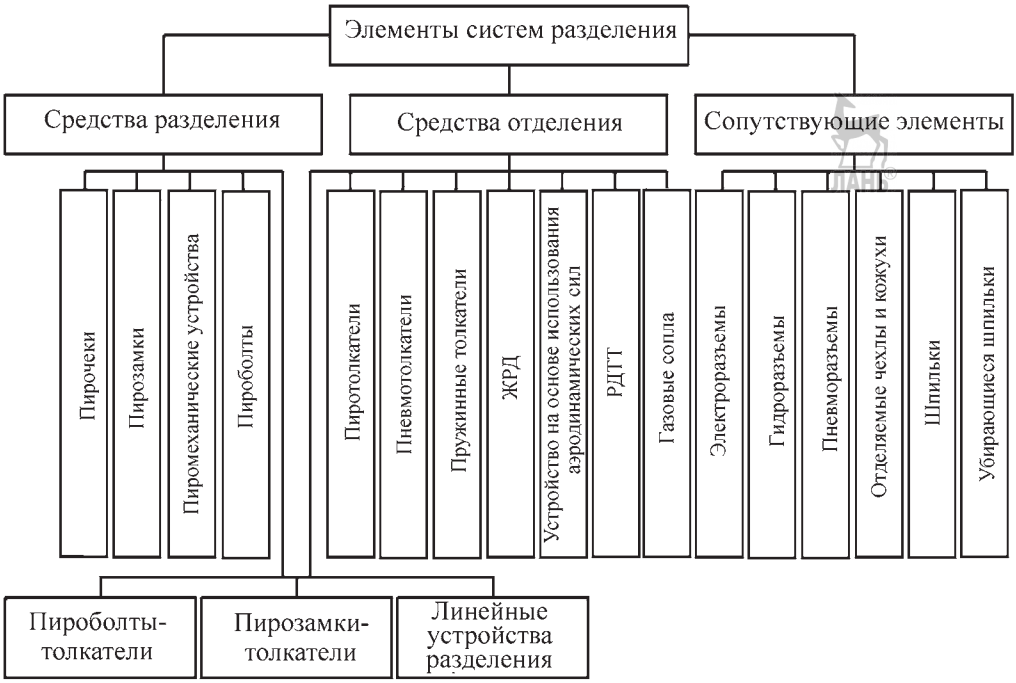


Рис. 8.3.10. Классификация элементов систем разделения

минимальная стоимость;

простота и безопасность в эксплуатации;

обеспечение заданных эксплуатационных характеристик.

Пирозамок представляет собой один из наиболее распространенных точечных средств разделения. Существует целый ряд их разновидностей в зависимости от величины воспринимаемой нагрузки, наличия дублирования по пиротехническим и механическим средствам, конструктивных особенностей и т.д. Так, при малых осевых нагрузках (порядка нескольких десятков килоньютон) на узел связи применяются шариковые пирозамки (рис. 8.3.11). Пример использования таких замков — крепление с их помощью головных частей БРДД.

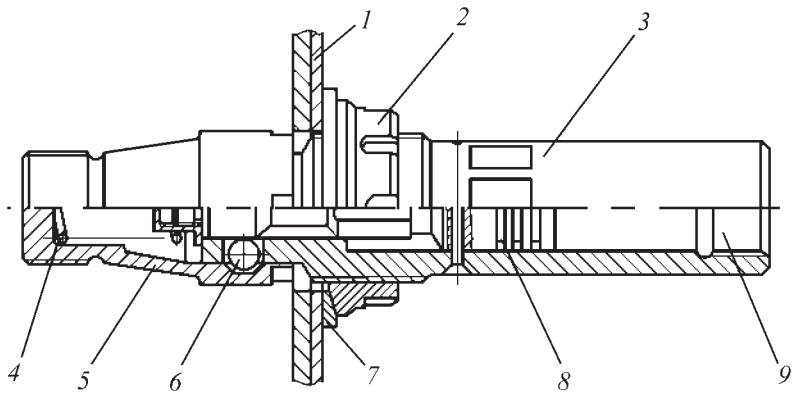


Рис. 8.3.11. Пирозамок шариковый:

1 — плоскость разделения; *2* — стяжная гайка; *3* — пироцилиндр; *4* — пружина; *5* — корпус; *6* — силовой элемент (шарик); *7* — шайба; *8* — шток; *9* — место установки пиропатрона

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

При осевых нагрузках более 100 кН контактные напряжения для шариков являются предельными и вместо них используются резьбовые или сегментные вкладыши.

Достоинства пирозамков: отсутствие осколков, образующихся при их срабатывании, незначительные ударные нагрузки на близлежащие элементы конструкции, возможность проектирования их на восприятие практически неограниченных осевых нагрузок. Кроме того, выделяющиеся при срабатывании пирозамков газы обтюрируются и не оказывают нежелательного воздействия на близлежащие элементы конструкции. Эта особенность важна, если в непосредственной близости от них располагаются оптические устройства.

К недостаткам пирозамков следует отнести их относительную сложность, достаточно большую массу по сравнению, например, с пироболтами и пониженную надежность.

Количество и тип устанавливаемых на разделяемом стыке пирозамков можно определить из условий прочности или герметичности стыка. Поскольку пирозамки воспринимают лишь осевые нагрузки, то они должны устанавливаться с определенным зазором в шпангоутах разделяемого стыка.

Пироболт — другое широко распространенное устройство разделения. Он применяется для крепления ступеней, головных частей, стартовых ускорителей, хвостовых отсеков и т.д. Принцип работы пироболта прост. При подрыве заряда разрушается его корпус, раскрывая соединяемый им стык. На рис. 8.3.12 показан пироболт и установка его на изделии. Существует целый ряд модификаций пироболтов, отличающихся по величине воспринимаемой осевой силы и по другим признакам.

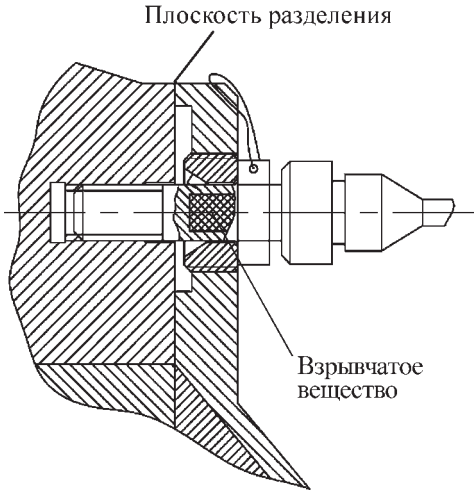


Рис. 8.3.12. Пироболт

Масса пироболта в граммах в зависимости от воспринимаемой им осевой силы P, измеряемой в кН, может быть определена на основании эмпирической зависимости $M_б = (0{,}862P + 80)$. Аналогично можно записать соотношение для определения массы в граммах заряда пироболта (взрывчатого вещества) $M_{вв} = (0{,}0065P)$. Коэффициенты, входящие в эти соотношения, имеют соответствующие размерности.

К достоинствам пироболтов следует отнести простоту их конструкции, незначительную массу, отсутствие подвижных элементов, небольшие габариты, быстроту и незначительную разновременность срабатывания. Так, разновременность срабатывания группы из четырех пироболтов не превышает 0,003 с. Ток срабатывания пироболтов составляет 0,8... ...1,2 А, что меньше, чем у пирозамков. Все это привело к их широкому использованию в изделиях ракетной техники.

Несмотря на указанные достоинства, пироболты обладают двумя основными недостатками, которые приводят к ограничению, а в некоторых случаях и к невозможности их использования. Они связаны с образованием большого количества осколков при срабатывании пироболтов, которые могут повредить окружающие элементы конструкции. Кроме того, при этом возникают ударные нагрузки, отрицательно сказывающиеся на работе близлежащих приборов, а также на элементах гидро- и пневмоавтоматики. Если первый недостаток легко устраняется введением специальной защиты, улавливающей осколки, то борьба со вторым крайне затруднительна. Это является одной из основных причин, исключающей применение пироболтов, воспринимающих большие (≥1000 кН) нагрузки.

Все описанные устройства предназначены для соединения расчлененных стыков. Применение линейных пироустройств разделения на основе детонирующих шнуров или удлиненных кумулятивных зарядов (рис. 8.3.13) позволяет выполнить отделяемые отсеки без специального промежуточного стыка.

Данный вид устройств разделения имеет такие преимущества, как небольшая масса и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

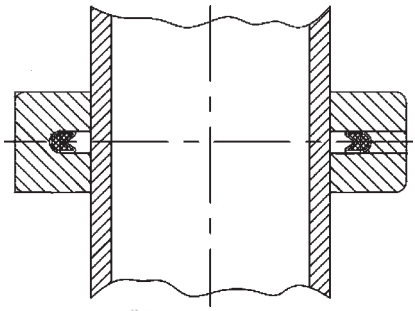


Рис. 8.3.13. Схема устройства разделения на основе удлиненного кумулятивного заряда

габариты, малое время срабатывания, небольшое токопотребление, высокая надежность, сравнительно небольшая стоимость. Линейные устройства применяют для разделения ступеней, узлов и агрегатов КА, отсечки парашютных систем, вскрытия люков, перерезания трубопроводов, бортовой кабельной сети и т.д.

Основной недостаток пироустройств на основе удлиненного кумулятивного заряда — образование и разлет во всех направлениях осколков, образующихся при их срабатывании, состоящих из частиц перерезаемой преграды и фрагментов корпуса заряда. Кроме того, срабатывание указанных пироустройств приводит к значительным ударным нагрузкам и оседанию копоти на близлежащие элементы конструкции.

В целях устранения указанных недостатков изготовлены линейные пироустройства на основе детонирующего шнура (рис. 8.3.14). Заряд в них помещен в деформируемую при его срабатывании оболочку.

Несмотря на очевидные преимущества, пироустройства на основе линейных зарядов имеют общий недостаток, состоящий в том, что в их состав входят элементы с легковоспламеняющимися и детонационно-способными веществами. Кроме того, эти устройства — одноразового действия, что исключает их проверку на функционирование, поэтому приходится проводить большое количество испытаний в условиях, максимально приближенных к натурным.

Каждое из приведенных средств разделения обладает конструктивными особенностями, определенными достоинствами и недостатками, применение любого из них в реальных конструкциях требует предварительной проработки и технического обоснования.

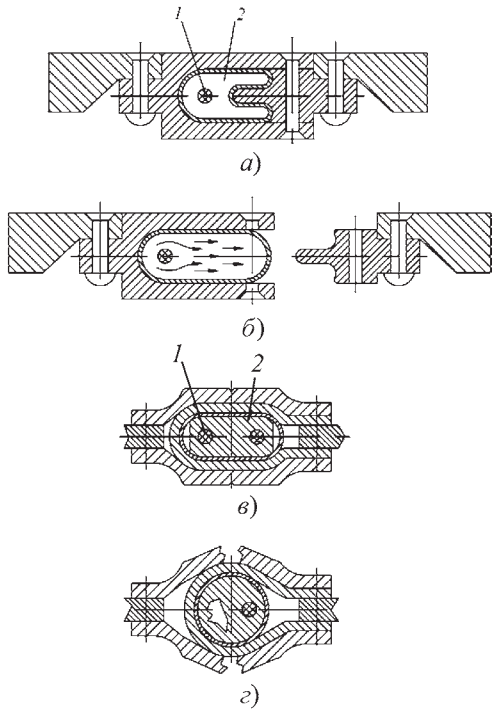


Рис. 8.3.14. Линейное устройства разделения на основе детонирующего шнура:
а, *в* — до разделения; *б*, *г* — после разделения; *1* — детонирующий шнур; *2* — линейное устройство разделения

Основные средства, используемые для отделения пассивных элементов конструкции, представлены на рис. 8.3.10.

Наиболее мощным из толкателей по силовому воздействию на отделяемые элементы конструкции и минимальным по массе средством отделения является пиротолкатель (рис. 8.3.15). На рисунке показан пиротолкатель с двумя пиропатронами, количество которых в каждом конкретном случае определяется не только потребностями дублирования, но и необходимостью создания заданной величины давления пороховых газов и, как следствие, обеспечения развиваемой им работы. Пиротолкатели используют в тех случаях, когда нужно разместить мощное средство отделения в небольшом объеме или при ограничениях по массе, выделяемой на проектируемые средства отделения.

Наряду с указанными преимуществами, пиротолкатели обладают и недостатками, которые ограничивают их применение: значи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

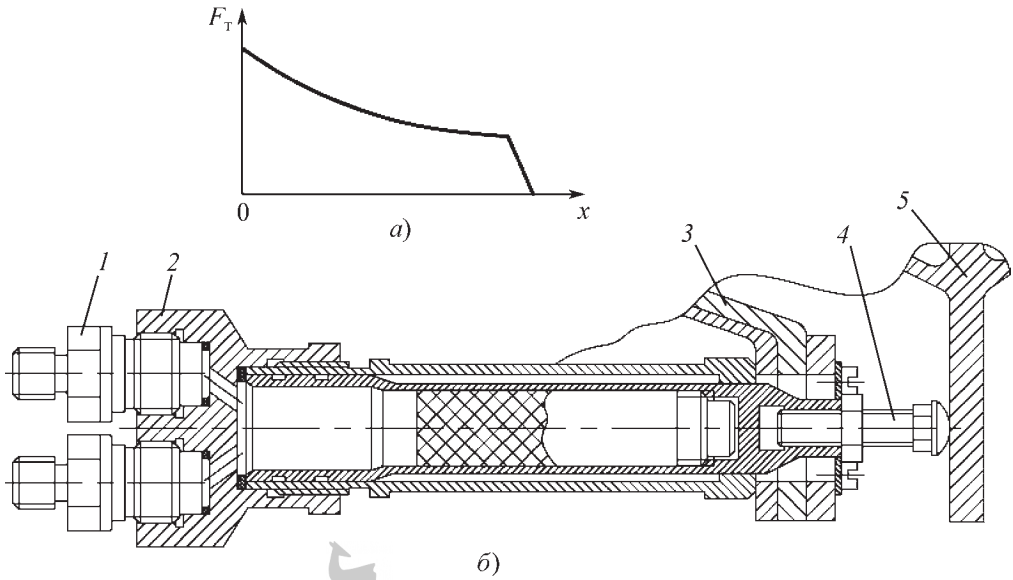


Рис. 8.3.15. Пиротолкатель:
а — характер зависимости силы пиротолкателя ($F_т$) от хода поршня; *б* — конструктивное исполнение; *1* — пиропатрон; *2* — корпус; *3* — отделяемый элемент; *4* — шток; *5* — активный блок

тельные по величине ударные нагрузки и большой (до 40 %) разброс развиваемой силы относительно номинального значения. Нестабильность характеристик пиропатронов (основная составляющая), температура окружающей среды, технологические причины, связанные с изготовлением корпусов и поршней пиротолкателей, обуславливают разброс развиваемой силы. Значительное отклонение силы от ее номинального значения приводит к большим по сравнению, например, с пружинными толкателями возмущениям разделяемых объектов по угловой скорости, для парирования которой требуется дополнительный расход рабочего тела управляющих органов и увеличение их эффективности.

Пирозамки-толкатели и пироболты-толкатели служат как средствами крепления, так и отделения. После срабатывания пирозамка или пироболта эти устройства работают как обычные пиротолкатели. Они обладают меньшей массой в сравнении с суммарной массой аналогичных элементов, изготовленных в раздельном исполнении, однако, обладают большой разновременностью срабатывания, так как совмещают два процесса. Кроме того, данные устройства достаточно сложны, менее надежны и требуют тщательной экспериментальной отработки.

Другим элементом, служащим для отделения, является пневмотолкатель. При его срабатывании наблюдаются меньшие, по сравнению с пиротолкателем, ударные нагрузки, а отклонения развиваемой им силы от номинального значения и градиент ее изменения по ходу поршня толкателя не столь велики, как у пиротолкателя. Однако они сложнее и тяжелее пиротолкателей.

Основной характеристикой, необходимой для разработки конструкции пневмотолкателя, служит величина развиваемой им работы. При этом геометрические размеры толкателя и давление в его рабочей полости могут изменяться в широких диапазонах. Соответственно, меняется масса всей пневмосистемы, в состав которой кроме пневмотолкателя входят баллоны высокого давления, трубопроводы и элементы автоматики.

Масса пневмосистемы при заданной работе может быть выражена через некоторые независимые параметры, например, длину пневмоцилиндра L, его радиус R и давление p. Использование в дальнейшем метода множителей Лагранжа для функции нескольких переменных позволяет разработать систему с минимальной массой конструкции.

Самыми распространенными устройствами для сообщения разделяемым телам относи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

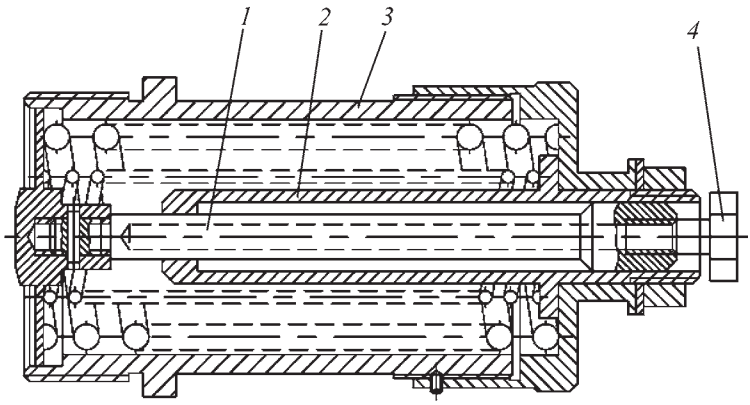


Рис. 8.3.16. Пружинный толкатель с пружиной сжатия:
1 — шток; *2* — обойма внутренней пружины; *3* — корпус; *4* — технологическая заглушка

тельной скорости являются пружинные толкатели. Они имеют три основные модификации в зависимости от типа используемых пружин — пружины сжатия, растяжения или кручения. Предпочтение отдают пружинам сжатия, так как они обладают практически стопроцентной надежностью: в случае разрушения они просаживаются на виток и не теряют своей работоспособности. При этом лишь несколько уменьшается работа толкателя. Возможное конструктивное исполнение пружинного толкателя с пружиной сжатия представлено на рис. 8.3.16.

В случаях, когда для отделения требуются значительные силы на небольшом (обычно не более 100 мм) ходе вместо винтовых пружин в толкателях используют тарельчатые пружины.

В процессе срабатывания пружинных толкателей происходит «мягкое» безударное нагружение отделяемых элементов. Требования к точности их изготовления и чистоте поверхности сопрягаемых подвижных деталей значительно ниже, чем у пиротехнических и пневматических толкателей. Кроме того, они имеют небольшой (не более 10 %) разброс по развиваемой работе от ее номинальной величины, причем он может быть значительно уменьшен за счет селективного подбора пружин.

Важное достоинство пружинных толкателей состоит в том, что их характеристики можно проверять и воспроизводить при предполетной отработке. Пружинные толкатели относительно дешевы в производстве, просты в конструировании, не требуют практически никаких инструкций при работе с ними. Установка их на разделяемом стыке должна производиться таким образом, чтобы после срабатывания они оставались на пассивной части РН или КА.

Основным недостатком пружинных толкателей является большая их масса на единицу развиваемой работы по сравнению, например, с пиротолкателями.

Используя метод оптимизации, можно разработать пружинный толкатель минимальной массы. В качестве переменных при определении его массы можно принять, например, начальную P_2 и конечную P_1 силы пружины, а также ее индекс c, равный отношению среднего диаметра пружины к диаметру ее витка.

Для отделения значительных по массам и габаритам элементов конструкции применяются РДТТ. Особые требования, предъявляемые к их работе — достаточно большой потребный импульс с незначительным (не более нескольких процентов) отклонением от номинального значения в сочетании с малым временем работы, привели к созданию специальных РДТТ, служащих исключительно для целей отделения пассивных элементов конструкции. Время их работы, как правило, лежит в интервале 0,5...1,5 с.

Преимущество РДТТ в качестве средств отделения — возможность получения большого импульса за незначительный промежуток времени при сравнительно небольшой массе.

Несмотря на очевидные достоинства, РДТТ имеют ряд существенных недостатков. Как и всем пиротехническим устройствам им присущ некоторый разброс по выходу на ре-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

жим и времени работы. Обуславливается он неодновременностью в срабатывании элементов автоматики и пиропатронов — воспламенителей, а также свойствами заряда и, прежде всего, его температурой. Указанный разброс приводит к дополнительным, порой значительным, возмущениям углового движения разделяемых тел и нагрузкам, часто определяющим, на оси вращения капотирующих устройств. Для частичного устранения данного недостатка РДТТ на старте, как правило, термостатируются, для чего приходится создавать специальную и очень громоздкую систему их обогрева или охлаждения.

Другим недостатком РДТТ являются вылетающие из их сопел струи раскаленных газов, содержащие также твердые частицы, которые оказывают негативное воздействие на окружающие элементы конструкции, вызывая их повреждение, нагрев и дополнительные возмущения по угловой скорости. Следует также учитывать возможность оседания на поверхностях оптических устройств содержащихся в газовой струе двигателя твердых частиц, что приводит к ухудшению их работоспособности или выходу из строя данных устройств.

Примером использования жидкостного ракетного двигателя как средства отделения может служить «горячее» разделение ступеней. Однако создание жидкостной ДУ только лишь для отделения пассивного элемента конструкции сопряжено со значительными весовыми и материальными затратами.

Для отделения ступеней или космических РБ с одновременным разворотом их относительно одной из поперечных осей или стабилизацией вращением относительно продольной оси могут использоваться газовые сопла. На отделившуюся ступень или космический РБ после их отделения продолжает действовать тяга последействия их маршевых ДУ, что может привести через некоторый промежуток времени к соударению разделившихся частей. Сообщение отделившейся ступени с помощью газовых сопел дополнительного вращательного движения относительно любой из ее поперечных осей приведет к уменьшению влияния тяги последействия и, как следствие, исключению возможности соударения. Стабилизация вращением ракетного РБ относительно продольной оси позволяет с помощью газовых сопел осуществить его направленный увод от выведенного на расчетную орбиту КА.

Газовые сопла могут работать как на холодном, так и на горячем газе. Источником холодного газа служат обычно остатки компонентов в пневмосистеме, а также газы наддува и испаряющиеся остатки компонентов в топливных баках. Для выработки горячего газа используются специально созданные для этого устройства.

Существенным недостатком системы, работающей на холодном газе является нестабильность величины ее импульса, так как в зависимости от условий полета на активном участке остаточное давление в пневмосистеме колеблется в больших пределах.

В плотных слоях атмосферы в качестве вспомогательных средств отделения используют раскрываемые аэродинамические поверхности (рис. 8.3.1, *в*), которые существенно увеличивают лобовое сопротивление отделяемых элементов конструкции и тем самым уменьшают их скорость. Однако такие устройства достаточно громоздки, требуют трудоемких расчетов при их проектировании и большой по объему экспериментальной отработки.

Наряду со средствами разделения и отделения практически во всех СР присутствуют элементы, которые также могут в значительной мере влиять на процесс отделения. К ним относятся направляющие шпильки, разделяемые электрические, пневматические и гидравлические разъемы, транзитные кабельные стволы и т.д.

Направляющие шпильки присутствуют практически во всех разделяемых стыках. Установка их преследует две основные цели: обеспечение сборки и восприятие перерезывающих сил в полете. В зависимости от действующих сил, требований технологии и условий, накладываемых на процесс отделения, шпильки могут иметь различный диаметр, длину и конфигурацию. Этими же условиями определяется их количество на разделяемом стыке.

В целях уменьшения возмущения углового движения отделяемых объектов результирующая сила расстыковки транзитных коммуникаций, проходящих через разделяемый стык, должна иметь минимальное плечо относительно их ЦМ. Если электрическая или иная связь между разделяемыми объектами осуществляется без установки разъемов на разделяемом стыке, то для разрезания транзитных коммуникаций используют пиротехнические ножи.

Операции, связанные с расстыковкой разъемов всех типов, являются вспомогательными по отношению к основной задаче разделения и отделения, но они необходимы, поскольку несрабатывание любого из указанных элементов может оказать заметное влияние на процесс отделения.

Наличие дублирования средств разделения и отделения — важное условие повышения надежности их функционирования. Сложность и высокая стоимость создаваемых РКК приводит к необходимости повышения надежности каждого элемента, входящего в их состав, поэтому важно резервирование средств разделения, так как в случае отказа любого из них пассивный элемент конструкции невозможно отделить. Отказ же части из рассмотренных выше средств отделения позволяет при разумно выбранных запасах обеспечить безударное отделение пассивного элемента.

В реальных конструкциях осуществляются следующие способы дублирования: по заряду; по средствам инициирования; по электрическим цепям; по механическим элементам.

Дублирование по заряду представляет собой наиболее распространенный способ резервирования, которым охвачена бóльшая часть пироустройств, используемых в ракетно-космической технике. Оно состоит в том, что, например, в состав пирозамка вводится два пиропатрона и в случае отказа одного из них другой обеспечивает надежное срабатывание указанного средства разделения.

Все выпускаемые отечественной промышленностью пиротехнические средства имеют дублирование по средствам инициирования. В пироболтах, пиропатронах и электрических детонаторах оно реализуется путем установки в каждом из них двух мостиков накаливания, при сгорании любого из которых происходит срабатывание данных пиросредств.

Другой способ дублирования — установка нескольких однородных или разнородных элементов разделения в одном узле связи таким образом, чтобы при срабатывании любого из них узел раскрывался.

В наиболее ответственных стыках, таких как отсеки пилотируемого корабля, выдвигается требование по дублированию средств разделения не только по пироэлементам, но и по механике. В этом случае после воспламенения пиропатронов и отказе основной механической цепи срабатывает резервная.

8.3.4. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАЗДЕЛЯЕМЫЕ ТЕЛА

В процессе относительного движения на разделившиеся тела в общем случае могут действовать следующие силы: пружинного, пиротехнического и пневматического толкателей; тяги жидкостного ракетного двигателя и РДТТ, газодинамические, аэродинамические, тяжести и инерционные.

Каждая из этих сил в общем случае создает соответствующие моменты.

Кроме того, при относительном движении разделившихся тел на шпилечном участке необходимо определять и учитывать реакцию связи, считая шпильку кинематической связью с определенным числом степеней свободы.

8.3.5. РАСЧЕТ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ

Относительное движение объектов, разделяемых по плоскому стыку, наиболее наглядно следует представлять в связанной с одним из них системе координат. В расчетах при этом обычно полагают, что отделяемые тела абсолютно твердые с неизменными массовыми, инерционными и центровочными характеристиками, а действующие силы зависят от времени или относительного расстояния между объектами и считают заданными. Расчеты позволяют сформировать ЦГ процесса, выработать требования к средствам разделения и отделения. В совокупности все это позволяет выполнить условие по безударности отделения пассивного объекта с одновременным выполнением возможных дополнительно накладываемых ограничений.

При расчете процесса отделения k продольно сочлененных с центральным блоком пассивных элементов (боковые блоки, створки обтекателей) предполагают, что они расположены несимметрично относительно центрального блока (компоновка РН «Буран») и связаны с ним с помощью подвижных верхних или нижних осей вращения. После подачи команды на разделение рвутся, например, верхние силовые связи между центральным и боковыми блоками, которые под действием средств отделения начинают разворот относительно нижних подвижных осей вращения.

Вывод дифференциальных уравнений относительного движения блоков в данном слу-

чае наиболее целесообразно проводить с помощью уравнений Лагранжа II рода при следующих обобщенных координатах:

линейная координата S_k проскальзывания шарнира k-го бокового блока вдоль образующей центрального блока;

угол α_k измеряемый в плоскости отделения и характеризующий относительный разворот между k-м боковым и центральным блоками;

угол φ_k измеряемый между продольной осью k-го бокового блока и плоскостью отделения;

проекции V_x, V_y, V_z линейной скорости центра масс центрального блока на оси связанной с ним системы координат;

проекции ω_x, ω_y, ω_z угловой скорости центрального блока на оси связанной с ним системы координат.

Схема для рассчета отделения пассивных элементов, продольно сочлененных с центральным блоком, преставлена на рис. 8.3.17.

Величины S_k, α_k, φ_k характеризуют взаимное расположение разделяемых блоков, а $\bar{V}_o(V_x, V_y, V_z)$ и $\bar{\omega}_o(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ — кинематическое состояние центрального блока в процессе отделения. Таким образом, процесс описывается $3k + 6$ дифференциальными уравнениями второго порядка, записанными в системе координат, связанной с центральным блоком:

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial T}{\partial \dot{S}_k} - \frac{\partial T}{\partial S_k} = Q_{S_k};$$

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_k} - \frac{\partial T}{\partial \alpha_k} = Q_{\alpha_k};$$

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}_k} - \frac{\partial T}{\partial \varphi_k} = Q_{\varphi_k};$$

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} \partial T/\partial V_x \\ \partial T/\partial V_y \\ \partial T/\partial V_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \partial T/\partial V_x \\ \partial T/\partial V_y \\ \partial T/\partial V_z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} P_{V_x} \\ P_{V_y} \\ P_{V_z} \end{vmatrix};$$

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} \partial T/\partial \omega_x \\ \partial T/\partial \omega_y \\ \partial T/\partial \omega_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \partial T/\partial \omega_x \\ \partial T/\partial \omega_y \\ \partial T/\partial \omega_z \end{vmatrix} +$$

$$+ \begin{vmatrix} 0 & -V_z & V_y \\ V_z & 0 & -V_x \\ -V_y & V_x & 0 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \partial T/\partial V_x \\ \partial T/\partial V_y \\ \partial T/\partial V_z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} M_{\omega_x} \\ M_{\omega_y} \\ M_{\omega_z} \end{vmatrix}.$$

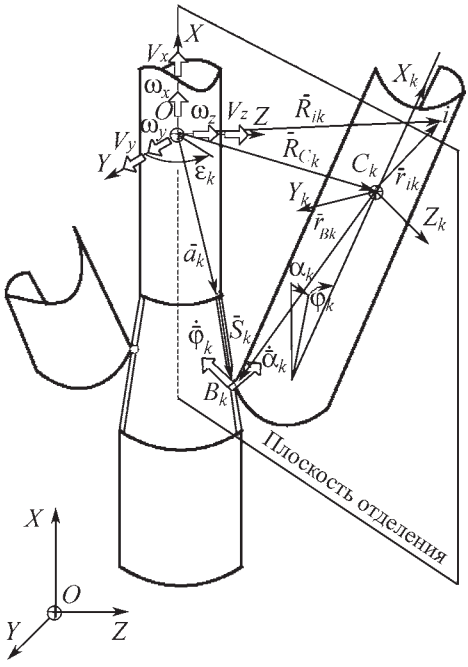


Рис. 8.3.17. Схема для расчета отделения пассивных элементов, продольно сочлененных с центральным блоком

Обобщенные силы, стоящие в правых частях этих уравнений, находятся традиционным способом и зависят от сил и моментов, действующих на разделяемые тела.

Задача сводится к определению суммарной кинетической энергии системы T как функции обобщенных координат.

В большинстве случаев разделяемые тела принимаются абсолютно твердыми, но в некоторых случаях такое допущение не правомерно. Вопрос учета упругих свойств конструкции особенно остро встает при отделении таких крупногабаритных элементов конструкции, как боковые блоки большого удлинения ракет пакетной схемы и створки разрезанных отсеков. Отделение данных элементов конструкции происходит под действием значительных сосредоточенных сил, создаваемых средствами отделения. Под действием этих сил в отделяемом элементе могут возникнуть значительные колебания, которые наряду с другими негативными последствиями приводят к потере части энергетики средств отделения. В результате потребная относительная скорость отделения, рассчитанная без учета упругих свойств конструкции отделяемого тела, может быть не достигнута в реальном процессе.

Задачей расчета процесса отделения упругих элементов конструкции является не

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

только описание их относительного движения, но и проведение прогнозируемой оценки уровня колебаний и величины потери скорости отделения, а также уменьшение их негативного влияния на процесс за счет рационального размещения средств отделения и выбора их рабочих характеристик.

8.3.6. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ

Ввиду повышенных требований, предъявляемых к надежности функционировании, СР в целом и составляющие их элементы проходят тщательную и всестороннюю экспериментальную отработку.

При отработке конкретной СР первоначально испытывают и доводят до заданных характеристик входящие в ее состав средства разделения и отделения, а также разъемные соединения, установленные на разделяемом стыке, причем наиболее тщательно испытывают те из них, которые содержат пиротехнические устройства. Испытание элементов СР на срабатывание проводят после нагружения их внешними воздействиями, имеющими место в натурных условиях.

Весь процесс экспериментальной отработки элементов, входящих в состав СР, и испытания самих систем в целом подразделяют на этапы, основными из которых являются следующие испытания:

лабораторные отладочные;

контрольные доводочные;

контрольные выборочные;

чистовые доводочные;

промежуточные отдельных крупных подсистем, входящих в состав отрабатываемой СР;

комплексная экспериментальная отработка.

Каждый элемент, входящий в состав СР, проходит испытания на транспортировку, ударную стойкость, вибронагружения, на повышенную и пониженную температуры, а также на определение влияния длительного пребывания в вакууме. Назначение данных испытаний состоит в максимальной имитации возможных внешних воздействий на испытуемый элемент и определении их влияния на его работоспособность.

Комплексные испытания являются наиболее сложными в экспериментальной отработке СР, во время которых подтверждаются полученные расчетным путем основные кинематические параметры систем, такие как линейная относительная скорость, угловые скорости отделяемых тел.

В процессе испытаний окончательно устанавливают принятую на стадии проектных разработок последовательность прохождения команд на срабатывание элементов СР, а также измеряют виброперегрузки, возникающие при срабатывании пиротехнических элементов системы и их влияние на близлежащие элементы конструкции. По результатам дают заключение о возможности установки данной СР на натурное изделие.

При комплектовании экспериментальной установки для комплексных испытаний необходимо, чтобы все узлы и агрегаты, входящие в ее состав, прошли полный цикл предварительной отработки. Все технологические элементы (опорные рамы, переходные отсеки и т.д.) должны быть достаточно жесткими для того, чтобы их податливость под действием внешних нагрузок не сказывалась на процессе разделения. Испытания проводят при максимальной имитации натурных условий, при которых срабатывает данная СР. Объекты, разделение которых отрабатывают на комплексных экспериментальных установках, должны максимально соответствовать натурным и иметь штатные массовые, инерционные и центровочные характеристики. Эти требования приводят к необходимости создания крупногабаритных и часто уникальных установок. На рис. 8.3.18 схематично изображена экспериментальная установка для отработки отделения створок головного обтекателя.

8.3.7. РАСЧЕТ НАДЕЖНОСТИ

Каждая конкретная СР характеризуется параметрической и функциональной надежностью. Под параметрической понимается полученная расчетным путем надежность протекания с заданными параметрами процесса отделения пассивного элемента конструкции с учетом всех влияющих на процесс факторов и отклонений от номинальных значений параметров, составляющих банк расчетных данных.

Функциональная надежность зависит от надежности входящих в состав СР элементов, наличия дублирования и его видов, а также от вида соединения элементов в структурные схемы надежности. Такое соединение может быть последовательным, параллельным или комбинированным.

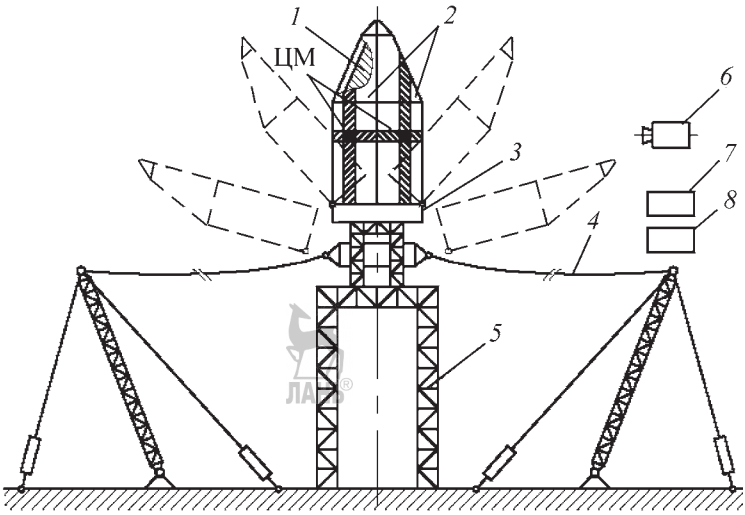


Рис. 8.3.18. Экспериментальная установка для отработки отделения створок головного обтекателя: *1* — макет ПГ; *2* — створки головного обтекателя; *3* — подставка; *4* — сеть улавливания створок; *5* — опорная рама; *6* — средства кинорегистрации; *7* — средства управления; *8* — система измерений

Большое значение для подтверждения заданного уровня надежности и корректировки его по мере эксплуатации РКК имеют результаты, полученные при анализе телеметрических данных результатов натурных испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В.** Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.

Глава 8.4

ОПИСАНИЕ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

8.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Пневмогидравлическая система (*ПГС*) ракетного блока — совокупность ПГС одного или нескольких двигателей, топливных баков, расходных магистралей и вспомогательных устройств и систем, обеспечивающих заправку баков компонентами топлива и зарядку аккумуляторов давления газами, предпусковой и основной наддувы баков, непрерывную подачу топлива с заданными параметрами в камеру сгорания двигателей во время их работы, а также работу агрегатов автоматики и регулирования в соответствии с циклограммой работы.

Иногда из ПГС ДУ выделяют *ПГС подачи* (*ПГСП*), обеспечивающая все вышеперечисленные операции и подачу топлива на вход в ЖРД с заданными параметрами, в которую не входит пневмогидравлическая часть собственно двигателя

Понятие «входа» в двигатель является условным, зависящим от комплектации (состава) двигателя, особенностей его компоновки в составе ракетного блока. Комплектация двигателя существенно зависит от назначения РН и задач, выполняемых ДУ.

Структура ПГС ДУ и конструкция входящих в нее элементов существенно зависят не только от назначения ДУ, но и от рода топлива, вида старта, видов системы подачи топлива и бортового наддува, длительности эксплуатации в заправленном состоянии.

Функциональный состав ПГСП топлива на вход в двигатель с заданными параметрами приведен на рис. 8.4.1.

В зависимости от назначения РН и от вида старта ПГС располагают как на борту, так и на земле.

На земле находятся в основном системы первых ступеней РН (система подпитки

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

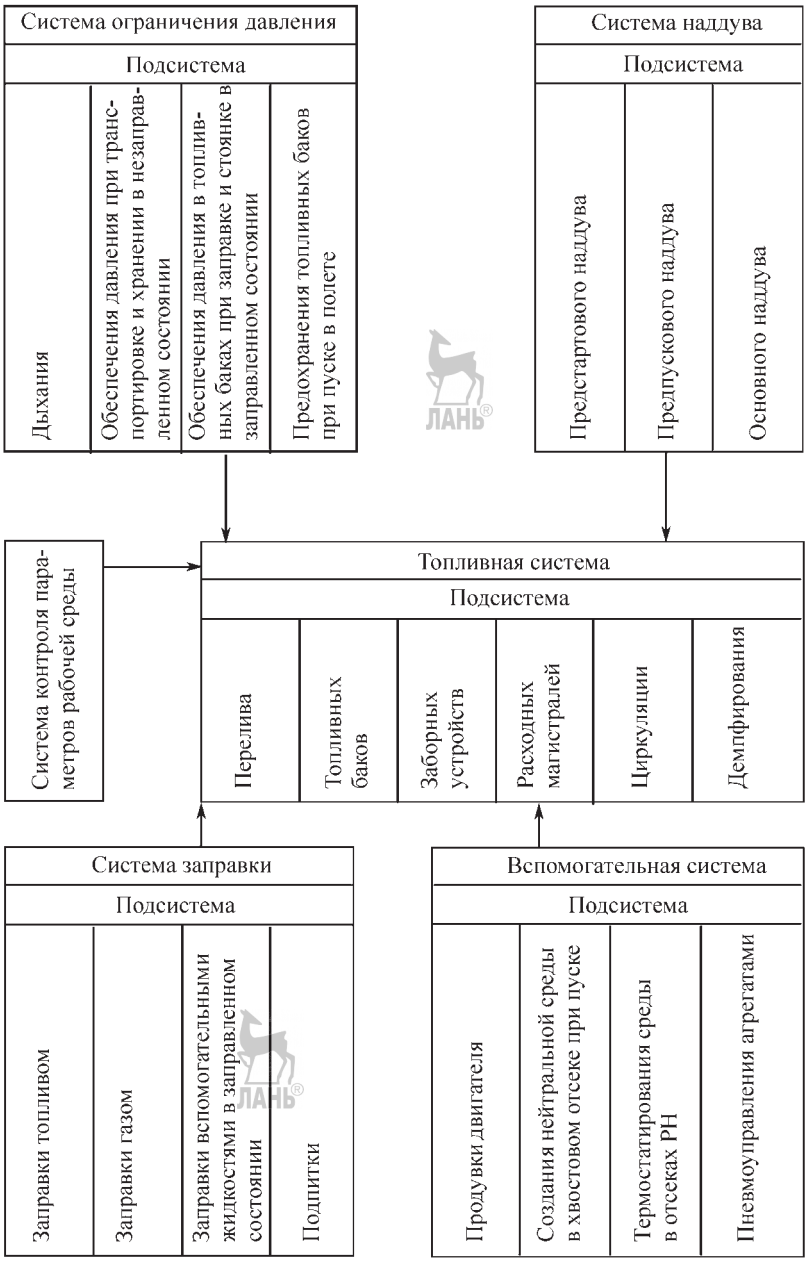


Рис. 8.4.1. Функциональный состав пневмогидравлической системы подачи топлива на вход в двигатель с заданными параметрами

топливом и т.д.), а также системы заправки, дренажа, и предстартового наддува всех ступеней РН.

ПГС ДУ РН делятся по функциональному назначению на следующие комплексные системы: топливную, заправки, наддува, ограничения давления, управления состоянием топлива, вспомогательные.

Каждая комплексная система состоит из нескольких более простых функциональных

частей, которые можно определить с точки зрения классификации как подсистемы комплексных систем.

Топливная система — комплекс пневмогидравлических устройств, в том числе топливных баков, обеспечивающих хранение топлива, а также питание компонентами топлива ЖРД для их нормального функционирования при старте и в полете. Она состоит из двух автономных систем — горючего и окислителя. Конструкция топливных систем зависит от устройств РН и двигателя, состава топлива и других факторов.

Для обеспечения заданного режима работы ДУ используют различные регуляторы, основными из которых являются регуляторы изменения тяги (или давления в камере сгорания) по заданному режиму полета и соотношения компонентов топлива (стабилизатор).

Топливная система включает в себя следующие подсистемы:

расходные магистрали — трубопроводы, узлы и агрегаты, обеспечивающие транспортировку компонентов топлива в ЖРД;

управления положением топлива и разделения жидкой и газовой сред — устройства, обеспечивающие непрерывную подачу (сплошность потока жидкого топлива в ЖРД);

заборные устройства — внутрибаковые устройства, обеспечивающие организованный забор компонентов из топлива емкостей с минимальными остатками незабора;

перелива — устройства, обеспечивающие перекачку компонентов топлива из одной емкости в другую;

демпфирования колебаний топлива — устройства и приспособления, позволяющие уменьшить амплитуды колебаний топлива в баках и магистралей;

подпитки — устройства, обеспечивающие питание ЖРД компонентами топлива из небортовых емкостей.

Система заправки — комплекс устройств, обеспечивающих заправку (слив) и зарядку (сброс) емкостей топливом и газом.

Система заправки состоит из следующих подсистем:

заправки топливом — устройства, обеспечивающие заправку, насыщение газом, дозаправку, слив и повторную заправку компонентами топлива;

зарядки газом — устройства, обеспечивающие зарядку и сброс газа;

дренажа — устройства, обеспечивающие дренаж емкостей при заправке.

Система наддува — совокупность устройств, обеспечивающих необходимые давления в топливных баках. Наддув топливных баков необходим:

1) для обеспечения бескавитационной работы насосов на всех этапах работы ЖРД;

2) устранения провалов давления в баках в момент запуска ДУ;

3) ускорения выхода двигателей на режим в целях уменьшения предстартовых расходов топлива;

4) повышения прочности баков при воздействии на них осевых сжимающих нагрузок.

Система наддува состоит из следующих подсистем наддува:

предстартового — устройства, обеспечивающие наддув (поднадув) топливных баков до выхода на режим основного наддува;

основного — бортовые устройства, обеспечивающие наддув топливных баков при работающих ЖРД.

Классифицировать системы наддува можно по ряду признаков: способам сообщения энергии рабочему телу (газу наддува) и получения газа, роду и физико-химическим признакам рабочего тела, агрегатному состоянию и количеству исходных веществ для получения этого газа, способу регулирования давления наддува и т.п. На рис. 8.4.2 представлена классификация систем наддува топливных баков РН по этим признакам.

Системы наддува, в которых используют газ, имеющий более высокую температуру (вследствие подвода к нему тепловой энергии), чем температура жидких компонентов, принято называть горячими.

Системы наддува называют холодными или газобаллонными, если для наддува баков применяют полученный заранее и аккумулированный в газовых баллонах газ, и он на борту РН специально не подогревается.

Принципиальная схема наддува топливных баков, горячая, газобаллонная с подогревом газа в теплообменниках двигателя (блок III ступени РН «Союз-2»), представлена на рис. 8.4.3. Газообразный гелий, находящийся в бортовых баллонах, подогревается в теплообменниках двигателя РД0124 и подается на наддув баков окислителя и горючего.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

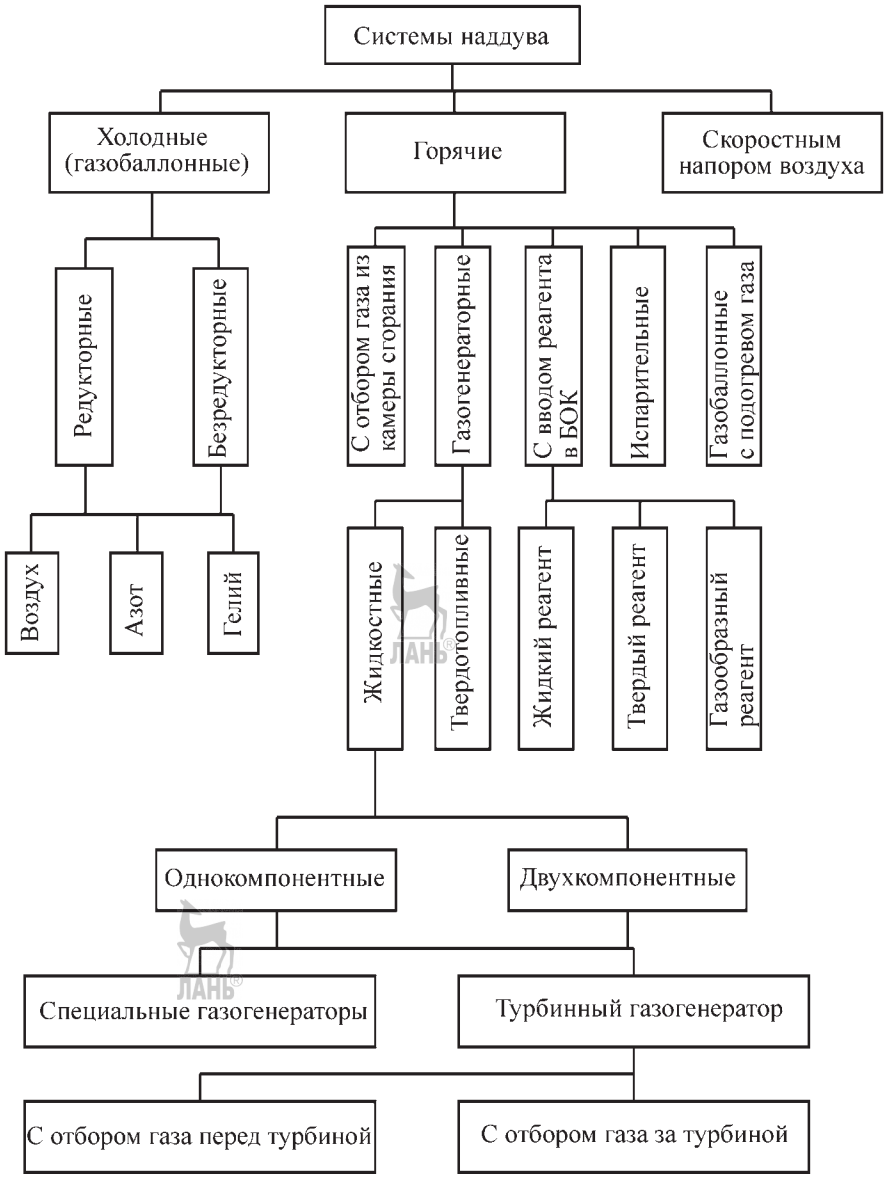


Рис. 8.4.2. Классификация систем наддува топливных баков РН

Система ограничения давления — комплекс устройств, предохраняющих ПГС от разрушения и разгерметизации в процессе эксплуатации.

Такая система состоит из следующих подсистем:

обеспечения давления в топливных баках в требуемых пределах при хранении и транспортировке в незаправленном состоянии — устройства, обеспечивающие допустимый перепад давления между топливными баками и окружающей средой;

обеспечения давления в топливных баках в требуемых пределах при хранении в заправленном состоянии — устройства и мероприятия, обеспечивающие необходимый диапазон давления в топливных баках в процессе хранения в заправленном состоянии;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

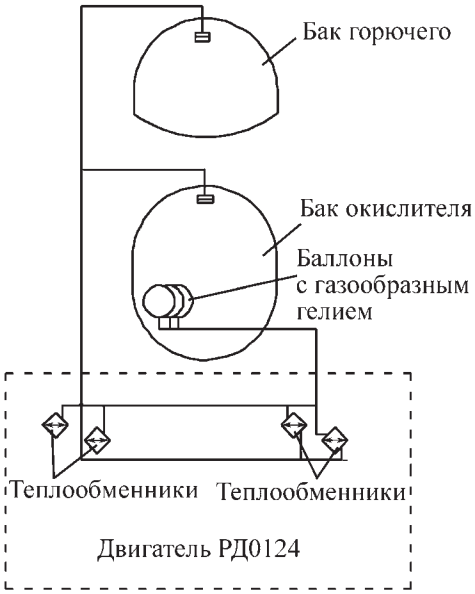


Рис. 8.4.3. Принципиальная схема наддува топливных баков блока III ступени РН «Союз-2»

предохранения топливных баков при пуске и в полете — устройства, обеспечивающие ограничение давлений в баках при наддуве.

Система управления состоянием топлива — комплекс устройств, обеспечивающих требуемые характеристики и параметры компонентов топлива при эксплуатации ПГС.

СУ состоянием топлива состоит из следующих подсистем:

терморегулирования — устройства и мероприятия, обеспечивающие поддержание заданных значений температур топлива в период эксплуатации;

контроля параметров рабочей среды (в баках) — устройства, обеспечивающие измерение характеристик рабочего тела в ПГС и выдачу соответствующих сигналов в системы регулирования ДУ.

Вспомогательные системы включают в себя следующие подсистемы: нейтрализации, продувки, пневмоуправления клапанами, аварийного слива и т.д.

Основные требования, предъявляемые к ПГС

Пневмогидравлическая система должна отвечать следующим требованиям:

минимальная масса при обеспечении заданной надежности функционирования;

размещение максимально возможного количества агрегатов и систем вне борта;

минимально необходимое количество разъемных соединений и обеспечение требуемой герметичности;

исключение случайного контакта компонентов друг с другом;

минимальные гидравлические сопротивления;

минимально возможное количество пневмо- и гидросвязей с внебортовыми системами;

обеспечение полного слива компонентов и повторной заправки;

обеспечение проверки различных систем на заводе-изготовителе и в эксплуатирующей организации;

максимальная автоматизация управления в процессе подготовки и старта;

обеспечение дистанционной отстыковки разъемных соединений земля–борт;

дистанционный контроль срабатывания агрегатов ПГС;

дублирование особо ответственных элементов ПГС.

8.4.2. СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В ДВИГАТЕЛЬ

В ДУ с ЖРД применяют две основные системы подачи компонентов топлива в камеру сгорания — вытеснительную и турбонасосную.

При вытеснительной системе подачи топливо из баков в камеру сгорания поступает под действием газов высокого давления, причем давление в баках выше давления в камере сгорания. Регулирование тяги двигателя при этом производят либо по давлению в камере сгорания, либо давлению в топливных баках.

В турбонасосных системах подачи топливо в камеру сгорания подают насосами двигателя. Особенность жидкостных насосов состоит в том, что для надежной их работы необходимо, чтобы напор поступающей в них жидкости был не ниже некоторой величины, при которой начинаются кавитационные явления в насосе. Гидростатического напора, соответствующего высоте столба жидкости от верхнего его уровня в баке до входа в насос, оказывается недостаточно для безкавитационной работы насоса. Поэтому в случае насосной системы подачи также приходится создавать в баках повышенное давление газов, т.е. производить так называемый противокавитационный наддув топливных баков.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

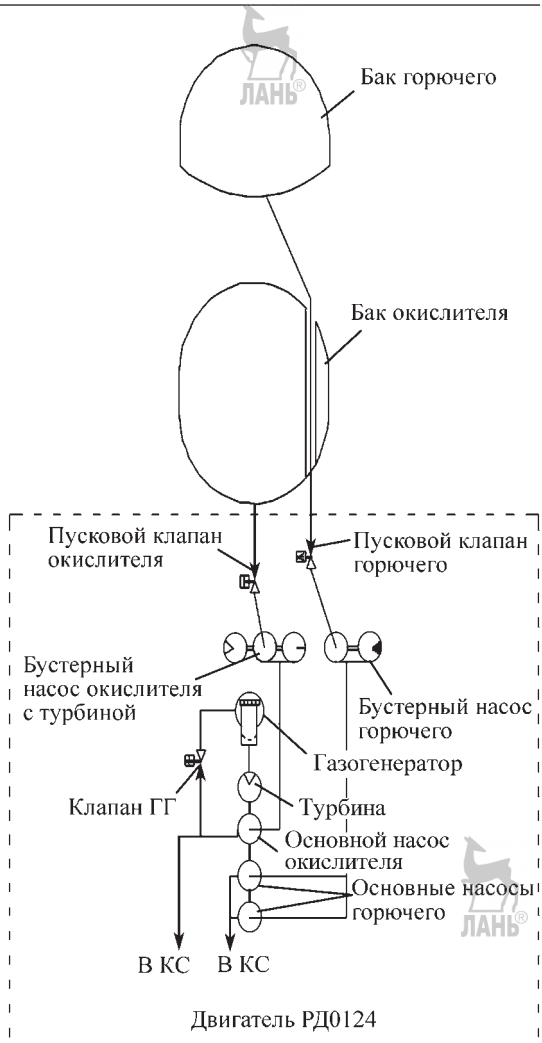


Рис. 8.4.4. Принципиальная турбонасосная схема подачи топлива с бустерными насосами блока III ступени РН «Союз-2»:
КС — камера сгорания; ГГ — газогенератор

Кроме противокавитационного наддува перед началом работы ДУ производят еще предварительный наддув баков в целях создания давления подаваемых компонентов, необходимого для обеспечения нормального запуска ДУ и предотвращения провала давления в баках, возможного в случае запаздывания включения системы противокавитационного наддува. Еще один способ борьбы с кавитацией в насосах двигателей — установка бустерных насосов (преднасосов) шнековой конструкции на входе в двигатель. Их задача состоит в повышении давления компонентов топлива на входе в основные насосы ЖРД.

Принципиальная турбонасосная схема подачи топлива с бустерными насосами (блок III ступени РН «Союз-2») представлена на рис. 8.4.4.

При проектировании РН выбор системы подачи топлива определяется назначением, продолжительностью работы, тягой и т.п.

При турбонасосной системе подачи топливные баки находятся под давлением наддува, которое выбирается из условий обеспечения устойчивости баков и бескавитационной работы насосов. При этом топливные баки больши́х объемов имеют сравнительно небольшую массу. Масса турбонасосной системы подачи практически не зависит от продолжительности работы ДУ. Поэтому турбонасосные системы подачи применяются в ДУ с высокой тягой и большой продолжительностью работы (ракетные блоки I–III ступеней РН), так как в этом случае масса их меньше других систем. Недостаток данных систем состоит в относительной сложности турбонасосной аппаратуры, что приводит к снижению надежности и повышению стоимости двигателя.

Вытеснительные системы подачи топлива значительно проще турбонасосных. Основной их недостаток заключается в том, что топливные баки находятся под бо́льшим давлением, чем давление в камере сгорания ЖРД. Вследствие этого растет толщина стенок баков и их масса, что оказывает основное влияние на массу всей ДУ, как при увеличении времени работы ЖРД, так и при увеличении давления подачи. Поэтому вытеснительные системы подачи топлива не пригодны для двигателей с высокой тягой и значительной продолжительностью работы.

Глава 8.5

СИСТЕМА ОДНОВРЕМЕННОГО ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ И ПОТРЕБНОЕ ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА БАКОВ

8.5.1. СИСТЕМА ОДНОВРЕМЕННОГО ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ

В число основных факторов, влияющих на величину полезной нагрузки, наряду с удельным импульсом двигателей, массой кон-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

струкции топливных отсеков, ДУ и приборов входит и одновременность опорожнения баков горючего и окислителя ЛА.

Одновременность опорожнения баков ЛА характеризуется случайным разбросом уровней компонентов топлива в различных баках относительно расчетного значения. Меры по уменьшению случайного разброса уровней компонентов включают калибровку проходных сечений топливных магистралей, настройку турбонасосных агрегатов, установку дросселей или других регуляторов, работающих по командам от датчиков расхода компонентов и образующих систему одновременного опорожнения баков (СООБ) (рис. 8.5.1).

Погрешности одновременного опорожнения баков удобно определять относительным разбросом соотношения израсходованных компонентов:

$$\frac{\Delta K}{K} = \frac{\Delta M_{\text{ок}}}{M_{\text{ок}}} - \frac{\Delta M_{\text{г}}}{M_{\text{г}}}, \qquad (8.5.1)$$

где ΔK — соотношение случайных отклонений расчетных значений израсходованных окислителя и горючего; K — соотношение расчетных значений рабочих запасов окислителя и горючего; $\Delta M_{\text{ок}}$ и $\Delta M_{\text{г}}$ — соответственно случайные отклонения расчетных значений израсходованных окислителя и горючего; $M_{\text{ок}}$ и $M_{\text{г}}$ — расчетные значения рабочих запасов окислителя и горючего,

$$K = M_{\text{ок}} / M_{\text{г}}. \qquad (8.5.2)$$

Величина $\Delta K / K$ на борту ЛА может изменяться более чем на порядок при переходе от пассивных средств обеспечения одновременного опорожнения баков (калибровка топливных магистралей, предварительная настройка турбонасосных агрегатов) к установке СООБ.

Для выявления необходимости включения в состав бортовых СУ ЛА СООБ рассмотрим возможные потери полезной нагрузки из-за погрешностей опорожнения при простейших мероприятиях — установке калибровочных шайб в топливных магистралях, сужающих случайный разброс расходов компонентов топлива до диапазона +5 % от номинала.

Считаем, что погрешности размеров калибровочных шайб по магистралям горючего и окислителя подчинены нормальному распределению и между собой независимы, поскольку независимы операции по их установке. Вследствие случайного характера возмущений относительный разброс соотношения компонентов также подчиняется нормальному распределению и не превышает величины

$$\left| \frac{\Delta K}{K} \right| = \sqrt{\left(\frac{\Delta M_{\text{ок}}}{M_{\text{ок}}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta M_{\text{г}}}{M_{\text{г}}} \right)^2} \le 0{,}05\sqrt{2}. \qquad (8.5.3)$$

При идеальном соотношении расходуемых компонентов относительные количества израсходованных компонентов могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned} \mu_{\text{ок}} &= (1-\mu)\frac{K}{1+K}; \\ \mu_{\text{г}} &= (1-\mu)\frac{1}{1+K}, \end{aligned} \qquad (8.5.4)$$

где $\mu_{\text{ок}}$ — относительные массы израсходованных окислителя и горючего; $(1-\mu)$ — относительная масса израсходованного топлива ЛА к рассматриваемому моменту.

Случайные отклонения ΔK приводят к случайному разбросу относительных количеств израсходованных компонентов:

$$\begin{aligned} \Delta\mu_{\text{ок}} &= (1-\mu)\frac{\Delta K}{(1+K)^2}; \\ \Delta\mu_{\text{г}} &= -(1-\mu)\frac{\Delta K}{(1+K)^2}, \end{aligned} \qquad (8.5.5)$$

и к необходимости выключения двигателя, когда израсходован один из компонентов, в то время как избыток другого компонента увеличивает пассивную массу ракетного блока. На рис. 8.5.2 представлена зависимость конечной массы $\Delta M_{\text{к}}$ ступени ЛА от погрешности одновременного опорожнения ЛА при выключении двигателей.

Рассмотрим случай, когда уровень горючего по случайным причинам опережает уровень окислителя. Тогда команду на выключение двигателя первым выдает датчик *окончания компонентов топлива* (*ОКТ*), установленный в баке горючего, когда $\Delta M_{\text{г}} = 0$. Избыток окислителя в момент выключения двигателя определяем из (8.5.1) и (8.5.4):

$$\Delta M_{\text{ок}} = M_{\text{ок}}\frac{\Delta K}{K} = M_0(1-\mu)\frac{\Delta K}{1+K}.$$

В относительных величинах избыток окислителя составит $\Delta\mu_{\text{ок}} = (1-\mu)\dfrac{\Delta K}{1+K}$.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

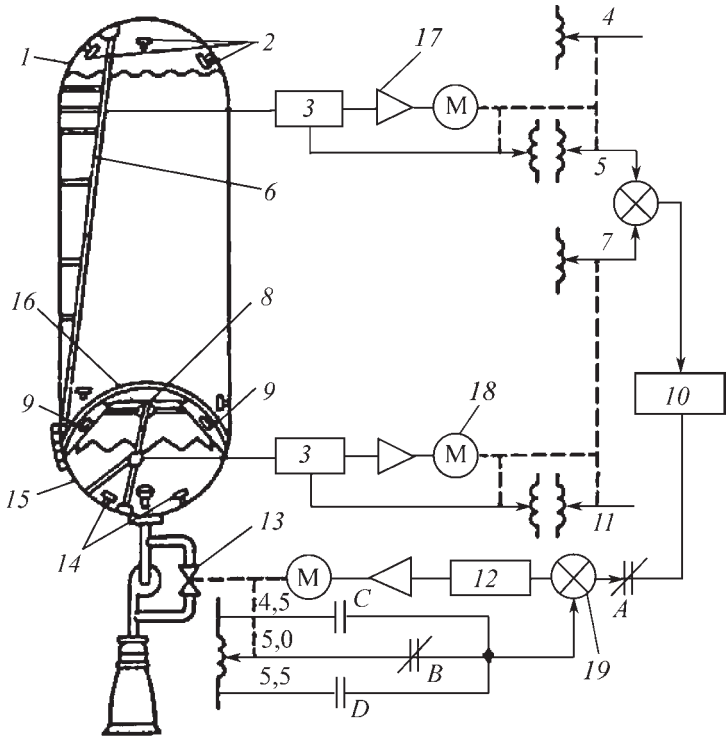


Рис. 8.5.1. Система одновременного опорожнения баков (СООБ) ракетного блока:
1 — бак жидкого водорода; *2* — дискретные датчики уровня; *3* — преобразователь сигналов датчика; *4* — количество заправленного жидкого водорода и телеметрия; *5* — количество жидкого водорода; *6* — емкостной датчик количества жидкого водорода; 7 — количество жидкого кислорода; *8* — емкостной датчик количества жидкого кислорода; *9* — дискретные датчики уровня жидкого кислорода; *10* — блок, формирующий сигнал на регулировку соотношения расходуемых компонентов; *11* — количество заправленного жидкого кислорода и телеметрия; *12* — модулятор; *13* — дроссель, регулирующий соотношение расходуемых компонентов; *14* — датчики уровня, регистрирующие окончание жидкого кислорода; *15* — бак жидкого кислорода; *16* — демпфирующие перегородки *17* — сервоусилитель; *18* — сервомотор; *19* — суммирующее устройство

Пассивная масса неиспользованного окислителя при неизменной относительной полезной нагрузке ЛА приводит к потере скорости, в безразмерной форме имеющей вид

$$\frac{\Delta v}{c} = \frac{\Delta(-c\ln\mu)}{c} = -\frac{\Delta\mu_{ок}}{\mu} = -\frac{1-\mu}{\mu}\frac{\Delta K}{1+K}. \quad (8.5.6)$$

Потеря скорости требует снятия части полезной нагрузки и вместо нее залива допол-

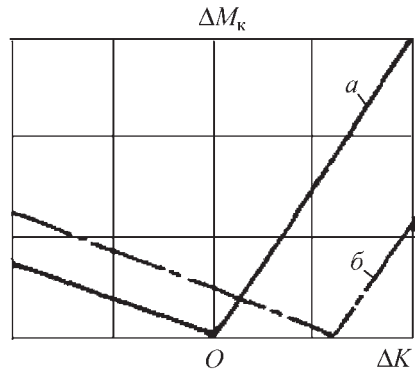


Рис. 8.5.2. Зависимость конечной массы ступени ЛА от погрешности одновременного опорожнения ЛА при выключении двигателей от датчиков окончания компонентов топлива (ОКТ):
а — возможное увеличение конечной массы без гарантийных остатков какого-либо из компонентов; *б* — возможное увеличение конечной массы при оптимальном гарантийном остатке горючего

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

нительного количества топлива в целях обеспечения расчетной скорости при выключении двигателя:

$$\frac{\Delta\mu_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}} = \frac{\Delta\mu_{\text{п н}i}}{\mu_{\text{п н}i}} = -\frac{1-\mu_{\text{к}i}}{\mu_{\text{к}i}-\alpha_i-\beta_i n_i}\,\frac{\Delta K_i}{1+K_i}. \quad (8.5.7)$$

По формулам (8.5.6) и (8.5.7) оценим потери скорости в безразмерной форме и относительной величины полезной нагрузки при нерегулируемом опорожнении баков только одной ступени ЛА. Примем $|\Delta K / K| = 0{,}05\sqrt{2}$ в диапазоне значений $\mu_{\text{к}\,i} = 0{,}25..0{,}33$, $c_i = 3\,500..4\,500$ м/с и при безразмерной характеристике ракетного блока $\alpha_i + \beta_i n_i = 0{,}15$ (табл. 8.5.1).

8.5.1 Влияние погрешностей нерегулируемого опорожнения баков и характеристик ракетных блоков на конечную скорость и относительную величину полезной нагрузки ЛА

$\mu_{\text{к}}$	0,25		0,33	
K	2,5	6,0	2,5	6,0
$\Delta v / c$, %	15	18	10	12
$\Delta\mu_{\text{п н}} / \mu_{\text{п н}}$, %	38	45	18	22

Из табл. 8.5.1 следует, что случайный разброс секундного расхода по каждому из компонентов в пределах ±5 % при нерегулируемом опорожнении баков ЛА приводит к снижению полезной нагрузки на 20...45 %.

Из формул (8.5.5) и (8.5.7) следует, что введение в состав бортовых систем управления ЛА СООБ, способной уменьшить разброс $\Delta K / K$ до ± 0,5 %, уменьшает потери полезной нагрузки до 2...4 %.

Таким образом, введение в состав бортовых систем СООБ по приращению полезной нагрузки эквивалентно увеличению импульса двигателей на 10...20 % (8.5.6).

Принципиальная схема работы СООБ приведена на рис. 8.5.1. Дроссели (или другие исполнительные органы) на магистралях подачи горючего и окислителя по командам от датчика опорожнения баков, которые могут формироваться непрерывно или в дискретные моменты времени, изменяют соотношение расходуемых окислителя и горючего. В соответствии с характеристиками датчиков СООБ может относиться к типу непрерывных или дискретных, расходомерных или объемомерных (датчики измеряют заполненные объемы баков). Если путем увеличения количества датчиков дискретная СООБ может быть сделана эквивалентной непрерывной СООБ, то расходомерная и объемомерная системы в ряде случаев обеспечивают принципиально различную эффективность.

Для выяснения различий в возможностях расходомерной и объемомерной СООБ запишем выражения для остатков компонентов топлива в баках в виде:

$$M_{\text{о ок}} = M_{\text{з ок}} - M_{\text{т}}\frac{K}{1+K}; \qquad M_{\text{о г}} = M_{\text{з г}} - M_{\text{т}}\frac{K}{1+K}, \quad (8.5.8)$$

где $M_{\text{о ок}}$ и $M_{\text{о г}}$ — остатки окислителя и горючего соответственно; $M_{\text{з ок}}$ и $M_{\text{з г}}$ — заправленные количества окислителя и горючего соответственно; $M_{\text{т}}$ — израсходованное топливо:

$$M_{\text{т}} = (M_{\text{з ок}} + M_{\text{з г}}) - (M_{\text{о ок}} - M_{\text{о г}}). \quad (8.5.9)$$

Случайный разброс остатков компонентов $\Delta M_{\text{о ок}}$ и $\Delta M_{\text{о г}}$ существенно зависит от ошибок заправки $\Delta M_{\text{з о}}$ и $\Delta M_{\text{з г}}$ и от типа СООБ. Объемомерная СООБ ошибки заправки воспринимает в виде рассогласования начальных уровней в баках, которое в процессе опорожнения будет сведено к нулю, следовательно, суммарные ошибки заправки будут распределены между окислителем и горючим в соотношении для K. Расходомерная СООБ принципиально не может отреагировать на ошибки заправки, и рассогласование начальных уровней целиком войдет в рассогласование уровней компонентов при выключении двигателя. Объемомерная СООБ допускает разброс остатков компонентов топлива, выражаемый формулами:

$$\Delta M_{\text{о ок}} = (\Delta M_{\text{з ок}} + \Delta M_{\text{з г}})\frac{K}{1+K} - M_{\text{т}}\frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1}\Delta M_{\text{т}};$$
$$\Delta M_{\text{о г}} = (\Delta M_{\text{з ок}} + \Delta M_{\text{з г}})\frac{1}{1+K} + M_{\text{т}}\frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{1}{K+1}\Delta M_{\text{т}}, \quad (8.5.10)$$

Допустимый разброс остатков компонентов топлива в расходомерной СООБ:

$$\Delta M_{\text{о ок}} = \Delta M_{\text{з ок}} - M_{\text{т}}\frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1}\Delta M_{\text{т}};$$
$$\Delta M_{\text{о г}} = \Delta M_{\text{з г}} + M_{\text{т}}\frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{1}{K+1}\Delta M_{\text{т}}, \quad (8.5.11)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $\Delta M_т$ — дополнительный расход топлива, зависящий от алгоритма выключения двигателя, т.е. от принципа управления движением ЛА.

Из (8.5.10) очевидны преимущества объемомерных СООБ в случае относительно больших погрешностей заправки компонентами, например, при изменении плотности компонентов в зависимости от температуры воздуха и соответственно массы заправленного компонента. Так, при заправке керосином в диапазоне возможных температур ±50 °С плотность компонента, вместе с ней и масса горючего, изменяются в пределах ±5 %.

При использовании расходомерной СООБ, измеряющей массовый расход керосина, погрешность одновременного опорожнения баков (8.5.3) составит порядка $\Delta K_{з\,г} / K \approx 0{,}05$, а снижение полезной нагрузки в соответствии с табл. 8.5.1 достигнет 15...30 %.

При использовании объемомерной СООБ ($\Delta K / K < 0{,}001$) при $K = 2{,}5$ заметного снижения полезной нагрузки не будет из-за малых ошибок одновременного опорожнения (8.5.10):

$$\frac{\Delta\mu_{п\,н}}{\mu_{п\,н}} = \frac{\Delta M_0}{M_0} = \frac{\Delta M_{з\,г}}{M_0} = \frac{\Delta M_{з\,г} M_г}{K M_0} =$$

$$= \frac{\Delta K_{з\,г}}{K}\,\frac{1-\mu_к}{K+1} = 0{,}05\,\frac{1-0{,}25}{2{,}5+1} \approx 1\,\%.$$

Таким образом, в случае применения компонентов, начальная температура которых и заправляемая в баки масса существенно меняются, в состав БСУ должна быть включена объемомерная СООБ. Такие компоненты топлива, как криогенные, при температуре кипения не меняют плотность с изменением температуры воздуха, для них возможно использование расходомерной СООБ, если ее аппаратурное решение проще и эффективность в соответствии с критерием приведенных потерь в полезной нагрузке выше:

$$\min \sum_{i=1}^{N} (\Delta m_{а\,у i} + \Delta m_{и\,0 i} + \Delta m_{КОН\,i}) \prod_{j=1}^{N+1} \mu_{п\,н j} (\mu_{п\,н\,N+1} = 1),$$

где $\Delta m_{а\,у i}$, $\Delta m_{и\,0 i}$ и $\Delta m_{КОН i}$ — потери в массах аппаратуры управления с источниками энергопитания, исполнительных органов с запасами рабочего тела, силовых элементов конструкции и гарантийных запасов топлива соответственно.

Рассмотрим только объемомерную СООБ, так как приводимые рассуждения справедливы и для расходомерной СООБ.

Определим дополнительный расход топлива $\Delta M_т$ в зависимости от принципа управления и конкретной задачи запуска ЛА. Команда на выключение двигателя формируется в момент, когда измеренное значение управляемого отклонения равно нулю:

$$\Delta \boldsymbol{L}_{су} = \operatorname{grad} \boldsymbol{L}, (\Delta \bar{\mathbf{v}}_S^и + \Delta \bar{\mathbf{v}}_S^п) = \operatorname{grad} \boldsymbol{L}, \Delta \bar{\mathbf{v}}_S^п. \quad (8.5.12)$$

Принцип жесткого управления ЛА предполагает строго определенное направление кажущегося ускорения $\bar{\mathbf{v}}_S^и$ по времени, поэтому строго определенно меняются проекции данного ускорения на программные оси, в частности на направления $x_K^{пр}$ в расчетный момент выключения двигателя. Это позволяет равенство (8.5.12) записать в виде функционала

$$\Delta \mathbf{v}_{sx_K}^п + \Delta \mathbf{v}_{sx_K} = 0, \quad (8.5.13)$$

где $\Delta \mathbf{v}_{sx_к}^п$ — инструментальная погрешность измерителей, приводящая к дополнительному расходу топлива.

Воспользуемся соотношениями $\mathbf{v}_{sx_K} = -g_0 p_{уд} \ln \mu_к$; $\mu_к = \frac{M_к}{M_0} = 1 - \frac{M_т}{M_0}$, чтобы записать равенство (8.5.13) в виде $\Delta \mathbf{v}_{sx_к}^п - g_0 \Delta p_{уд} \times$ $\times \ln \mu_к - g_0 \Delta p_{уд} \frac{\Delta \mu_к}{\mu_к} = \Delta \mathbf{v}_{sx_к}^п - g_0 \Delta p_{уд} \ln \mu_к - g_0 \Delta p_{уд} \times$ $\times \frac{\Delta M_к}{M_к} + g_0 \Delta p_{уд} \frac{\Delta M_0}{M_к} = 0$, так как $\Delta M_0 = \Delta M_{з\,ок} +$ $+ \Delta M_{з\,г} + \Delta M_{кон}$, то

$$\Delta M_т = (\mu_к - 1)(\Delta M_{з\,ок} + \Delta M_{з\,г} + \Delta M_{кон}) + \frac{M_к}{g_0 p_{уд}} \Delta \mathbf{v}_{sx_к}^п - \frac{\Delta p_{уд}}{g_0 p_{уд}} M_к \ln \mu_к, \quad (8.5.14)$$

где $\Delta M_{з\,ок}, \Delta M_{з\,г}, \Delta M_{кон}$ — случайные отклонения масс заправляемых компонентов (окислителя и горючего) и конструкции.

Подстановка (8.5.14) в (8.5.10) дает выражение для разброса остатков компонентов $M_{о\,ок}$, $M_{о\,г}$ в виде линейных функций независимых случайных отклонений $\Delta\lambda_1 = \Delta M_{з\,ок}$; $\Delta\lambda_2 = \Delta M_{з\,г}$; $\Delta\lambda_3 = \Delta M_{кон}$ и т.д.:

$$\Delta M_{о\,ок} = \sum_i \frac{\partial M_{о\,ок}}{\partial \lambda_i} \Delta\lambda_i + \frac{\partial M_{о\,ок}}{\partial K} \Delta K; \quad (8.5.15)$$

$$\Delta M_{о\,г} = \sum_i \frac{\partial M_{о\,г}}{\partial \lambda_i} \Delta\lambda_i + \frac{\partial M_{о\,г}}{\partial K} \Delta K,$$

причем $\frac{\partial M_{о\,ок}}{\partial K} = -\frac{\partial M_{о\,г}}{\partial K}$, а $\frac{\partial M_{о\,ок}}{\partial \lambda_i} = -\frac{\partial M_{о\,г}}{\partial \lambda_i} K$ с допустимым для практических целей приближением.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Таким образом, случайный разброс остатков компонентов топлива ЛА характеризуется дисперсиями $D_{\text{о ок}}$, $D_{\text{о г}}$ и корреляционным моментом $K_{\text{ок г}}$: $D_{\text{о ок}} = D_{\text{ок}} + D_{\text{к}}$; $D_{\text{ог}} = \dfrac{D_{\text{ок}}}{K^2} + D_{\text{к}}$; $K_{\text{ок г}} = \dfrac{D_{\text{ок}}}{K} - D_{\text{к}}$, где $D_{\text{ок}}$ — дисперсия остатков окислителя при идеальной работе СООБ; $D_{\text{к}}$ — дисперсия остатков окислителя или горючего в случае $\Delta\lambda_1 = \Delta\lambda_2 = \ldots = \Delta\lambda_n = 0$.

При идеально работающей СООБ ($\Delta K = 0$) разбросы остатков окислителя и горючего находятся в соответствии с величиной $K = \dfrac{D_{\text{о ок}}^{0,5}}{D_{\text{о г}}^{0,5}} = \dfrac{\sigma_{\text{о ок}}}{\sigma_{\text{о г}}}$.

При больших погрешностях одновременного опорожнения или в случае $\Delta\lambda_1 = \Delta\lambda_2 = \ldots = 0$, $D_{\text{к}} >> D_{\text{ок}}$ соотношение разбросов остатков компонентов приближается к 1,0.

Для успешного выполнения задач выпуска ЛА необходимо, чтобы выключение двигателя произошло по команде от функционала (8.5.13). С этой целью помимо рабочих запасов компонентов $M_{\text{ок}}$ и $M_{\text{г}}$ в баках ЛА от предусматривают гарантийные остатки компонентов $M_{\text{г ок}}$ и $M_{\text{г г}}$, величины которых достаточны для компенсации возможного разброса остатков с заданной вероятностью.

В случае идеально работающей СООБ гарантийные остатки минимальны при данных $\Delta\lambda_i$ и назначаются в соотношении K, например,

$$M_{\text{г ок}} = 3\sigma_{\text{о ок}} \text{ и } M_{\text{г г}} = 3\sigma_{\text{о г}} = 3\sigma_{\text{о ок}} / K.$$

Погрешности реальной СООБ увеличивают разбросы остатков компонентов и потребные для их компенсации гарантийные остатки.

Одним из эффективных путей уменьшения гарантийных остатков компонентов топлива и соответственно увеличения массы полезной нагрузки является выключение двигателей промежуточных ступеней ЛА после израсходования одного из компонентов топлива. При этом дополнительные возмущения в виде случайных отклонений скорости передаются на последнюю ступень ЛА, в результате ее гарантийные остатки компонентов топлива растут. Такое техническое решение возможно только при «гибком» принципе управления движением ЛА.

Оценим эффективность переноса гарантийных остатков на последнюю ступень ЛА при идеальной работе СООБ. Пусть многоступенчатый ЛА составлен из ракетных блоков с близкими характеристиками и относительными конечными массами в диапазоне $\mu_{ki} = 0{,}25..0{,}30$ на каждой ступени.

По статистике величина гарантийных остатков для каждой ступени $\Delta\mathbf{v} = 50$ м/с скорости.

Суммарная потеря скорости для ЛА с N ступенями при наличии на каждой ступени гарантийных остатков составляет $\Delta\mathbf{v}_\Sigma = \sum_{i=1}^{N} \Delta\mathbf{v}_i = \Delta\mathbf{v} N$.

Считая возмущения на каждой ступени ЛА независимыми и с нормальным распределением, суммарную величину возмущения по скорости, компенсировать которую должны гарантийные остатки на последней ступени, оценим по формуле $\Delta\mathbf{v}_\Sigma^{\text{к}} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} (\Delta\mathbf{v}_i)^2} = \Delta\mathbf{v}\sqrt{N}$.

Отношение суммарного возмущения по скорости при переносе гарантийных остатков на последнюю ступень ЛА к суммарному возмущению при гарантийных остатках на каждой ступени ЛА характеризует в относительных величинах приведенные к полезной нагрузке гарантийные остатки в зависимости от числа ступеней:

$$\eta = \frac{\Delta\mathrm{v}_\Sigma^{\text{к}}}{\Delta\mathrm{v}_\Sigma} = N^{-\frac{1}{2}}. \qquad (8.5.16)$$

Приведенные к полезной нагрузке гарантийные остатки при выключении промежуточных ступеней по ОКТ могут быть уменьшены приблизительно на 30 % для двухступенчатого и на 40 % для трехступенчатого ЛА. Реальные погрешности СООБ уменьшают прирост полезной нагрузки вследствие выключения промежуточных ступеней по ОКТ. Влияние количества ступеней ЛА и погрешностей СООБ на гарантийные остатки, приведенные к полезной нагрузке, при выключении промежуточных ступеней приведено на рис. 8.5.3.

До оценки погрешностей СООБ $|\Delta K / K|$ убедимся в целесообразности при выключении по ОКТ иметь на каждой ступени гарантийные остатки горючего. Пассивная масса $\Delta M_{\text{к}}$ неиспользованных компонентов неодинакова при разных знаках ошибки ΔK:

$$\Delta M_{\text{к}} = \Delta M_{\text{ок}} = M_{\text{ок}} \frac{\Delta K}{K} = M_{\text{т}} \frac{\Delta K}{K+1} \quad \text{при} \quad \Delta K > 0;$$

$$\Delta M_{\text{к}} = \Delta M_{\text{г}} = M_{\text{г}} \frac{\Delta K}{K} = M_{\text{т}} \frac{\Delta K}{(K+1)K} \quad \text{при} \quad \Delta K < 0. \qquad (8.5.17)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

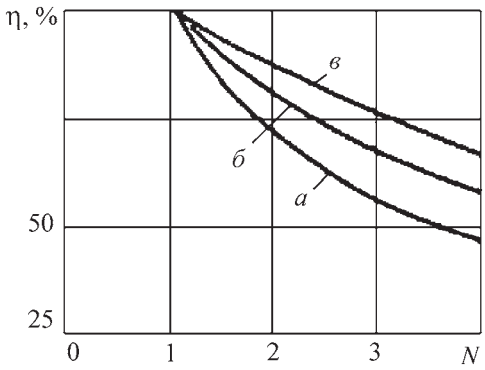


Рис. 8.5.3. Влияние количества ступеней ЛА и погрешностей СООБ на гарантийные остатки, приведенные к полезной нагрузке, при выключении промежуточных ступеней по командам от датчиков окончания компонентов:
а — идеальная СООБ; *б* — СООБ с погрешностью 0,05; *в* — СООБ с погрешностью 0,10

Введением гарантийного остатка горючего $M_{\text{г г}}$, можно уменьшить пассивную массу при $\Delta K > 0$, уравняв ее с пассивной массой при $\Delta K < 0$, $M_{\text{т}} \dfrac{|\Delta K|}{K+1} - M_{\text{г г}} K = M_{\text{т}} \dfrac{|\Delta K|}{K(K+1)} + M_{\text{г г}}$, откуда $M_{\text{г г}} = M_{\text{т}} \dfrac{K-1}{(K+1)^2} \left| \dfrac{\Delta K}{K} \right|$, или в безразмерной форме

$$\Delta\mu_{\text{г г}} = (1-\mu_{\text{к}}) \frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|. \quad (8.5.18)$$

Введение гарантийного остатка вызовет потерю скорости $\Delta \mathbf{v} = -g_0 p_{\text{уд}} \dfrac{\Delta\mu_{\text{г г}}}{\mu_{\text{к}}}$ на каждой из промежуточных ступеней или в сумме для всего ЛА с N ступенями:

$$\Delta \mathbf{v}_{\Sigma}^{\text{к}*} = -g_0 p_{\text{уд}} \frac{1-\mu_{\text{к}}}{\mu_{\text{к}}} (N-1) \frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|. \quad (8.5.19)$$

Выражение (8.5.16), с учетом (8.5.19) принимает вид

$$\eta_{\Delta K \neq 0} = \frac{\Delta \mathbf{v}_{\Sigma}^{\text{к}} + \Delta \mathbf{v}_{\Sigma}^{\text{к}*}}{\Delta \mathbf{v}_{\Sigma}}, \quad (8.5.20)$$

что позволяет учесть влияние погрешностей реальной СООБ на величину приведенных к полезной нагрузке гарантийных остатков при выключении по ОКТ двигателей промежуточных ступеней.

Как видно из рис. 8.5.3, отказ от СООБ при соответствующем увеличении погрешностей одновременного опорожнения $\dfrac{\Delta K}{K}$ до 0,07...0,10 существенно снижает выигрыш за счет выключения промежуточных ступеней ЛА по ОКТ.

8.5.2. ПОТРЕБНОЕ ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА БАКОВ

Чтобы обеспечить нормальную работоспособность ЖРД, в ДУ необходимо добиться превышения в полете давления компонентов топлива на входе в насосы над давлением их насыщенных паров для безкавитационной работы насосов.

Кавитация — процесс нарушения сплошности потока жидкости в зоне понижения давления, заключающийся в образовании полостей, наполненных паром и выделяющимся газом. Кавитация вызывает отрицательные явления, приводящие к нарушению работы насосов и ЖРД в целом.

Установка бустерных насосов (шнеков) перед центробежными насосами существенно улучшает антикавитационные качества последних, уменьшает допустимые минимальные давления на входе в насосы.

Снижение давления на входах в насосы — одно из основных направлений уменьшения масс конструкции топливных отсеков ракетных блоков.

При проектировании ЖРД в целях обеспечения надежности его работы принимают, что располагаемое превышение давления больше необходимого на некоторую величину резерва $\rho^{\text{н}} \Delta h_{\text{рез}}$. Тогда потребное давление $p_{\text{вх потр}}^{\min} - p_S^{\text{н}} - \rho^{\text{н}} \Delta h_{\text{рез}} = \rho^{\text{н}} \Delta h_{\text{ср в}}$, откуда

$$p_{\text{вх потр}}^{\min} = \rho^{\text{н}} (\Delta h_{\text{ср в}} + \Delta h_{\text{рез}}) + p_S^{\text{н}}, \quad (8.5.21)$$

где $p_{\text{вх потр}}^{\min}$ — минимальное потребное давление на входе в насос; $\rho_S^{\text{н}}$ — давление насыщенного пара, соответствующее номинальной температуре компонента; $p_{\text{вх min}} = \rho^{\text{н}} (\Delta h_{\text{ср в}} + \Delta h_{\text{рез}})$ — превышение давления на входе в насос над давлением насыщенного пара компонента.

С повышением температуры компонентов топлива плотность их насыщенных паров увеличивается. Для сохранения требуемого превышения давления необходимо с ростом температуры компонентов увеличивать давление на входе в насосы.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Определение потребных давлений наддува баков. Зная минимальные потребные давления $p^{\min}_{\text{вх ок}}$, $p^{\min}_{\text{вх г}}$ на входе в насосы, потребные давления наддува баков окислителя $p^{\text{н}}_{\text{бок}}$ и горючего $p^{\text{н}}_{\text{бг}}$ при номинальных и выходных характеристиках ДУ можно определить из следующих соотношений:

$$p^{\text{н}}_{\text{бок}} = p^{\min}_{\text{вх ок}} + \Delta p_{\text{с ок}} + \Delta p_{S_{\text{ок}}} - \rho_{\text{ок}}(T_{\text{ок}})h_{\text{ок}}(t)n_x(t); \quad (8.5.22)$$

$$p^{\text{н}}_{\text{бг}} = p^{\min}_{\text{вх г}} + \Delta p_{\text{сг}} + \Delta p_{S_{\text{г}}} - \rho_{\text{г}}(T_{\text{г}})h_{\text{г}}(t)n_x(t), \quad (8.5.23)$$

где $\Delta p_{\text{с ок}}$, $\Delta p_{\text{сг}}$ — гидравлические потери в системах окислителя и горючего; $\Delta p_{S_{\text{ок}}} = p_{S_{\text{ок}}}(T_{\text{ок}}) - p_{S_{\text{ок}}}(T^{\text{н}}_{\text{ок}})$, $\Delta p_{S_{\text{г}}} = p_{S_{\text{г}}}(T_{\text{г}}) - p_{S_{\text{г}}}(T^{\text{н}}_{\text{г}})$ — прирост давления насыщенных паров окислителя и горючего соответственно из-за прогрева в полете; $\rho_{\text{ок}}(T_{\text{ок}})$, $\rho_{\text{г}}(T_{\text{г}})$ — плотность окислителя и горючего соответственно в зависимости от их температуры; $h_{\text{ок}}(t)$, $h_{\text{г}}(t)$ — высота «гидравлического столба» окислителя и горючего соответственно; $n_x(t)$ — осевая перегрузка в зависимости от времени полета.

Давление насыщенного пара в баках окислителя и горючего зависит от времени полета. Во время полета температура окислителя и горючего повышается вследствие теплообмена между стенками топливных баков, зеркалом жидкости и газом наддува. Максимальных значений температур окислитель и горючее достигают в конце активных участков перед выключением двигателей, поэтому потребные номинальные давления наддува баков определяют максимально потребные значения давлений на входе в насосы компонентов в конце активных участков траекторий ступеней.

На рис. 8.5.4 показана типовая зависимость потребных давлений на входе в насосы окислителя и горючего в зависимости от времени работы ДУ ракетного блока первой ступени БР и РН.

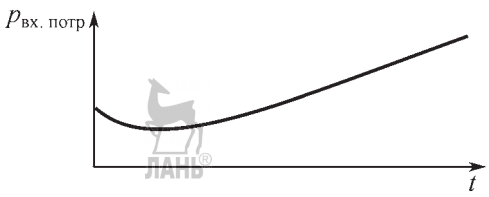


Рис. 8.5.4. Зависимость потребных давлений на входе в насосы окислителя и горючего от времени работы ДУ ракетного блока первой ступени БР и РН

Полученные номинальные значения наддува баков $p_{\text{б ок}}$ и $p_{\text{б г}}$ должны быть несколько увеличены, чтобы обеспечить безкавитационную работу насосов, из-за возможных ошибок настройки $\Delta p^{\text{настр}}$ характеристик ДУ и влияния внешних возмущающих факторов $\Delta p^{\text{вф}}$:

$$p_{\text{б ок}} = p^{H}_{\text{б ок}} + \Delta p^{\text{настр}}_{\text{б ок}} + \Delta p^{\text{в ф}}_{\text{б ок}}; \quad (8.5.24)$$

$$p_{\text{б г}} = p^{H}_{\text{б г}} + \Delta p^{\text{настр}}_{\text{б г}} + \Delta p^{\text{в ф}}_{\text{б г}}. \quad (8.5.25)$$

Так как отклонения внешних характеристик, вызванные допусками на точность настройки и внешними возмущающими факторами, случайны и независимы, то $\Delta p^{\text{настр}}$ и $\Delta p^{\text{в ф}}$ определяются следующими выражениями:

$$\Delta p^{\text{настр}}_{\text{б ок}} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б ок}}}{\partial p_{\text{уд}}}\Delta p^{\text{настр}}_{\text{уд}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б ок}}}{\partial \dot{m}}\Delta \dot{m}^{\text{настр}}\right)^2}; \quad (8.5.26)$$

$$\Delta p^{\text{настр}}_{\text{б г}} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б г}}}{\partial p_{\text{уд}}}\Delta p^{\text{настр}}_{\text{уд}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б г}}}{\partial \dot{m}}\Delta \dot{m}^{\text{настр}}\right)^2}; \quad (8.5.27)$$

$$\Delta p^{\text{в ф}}_{\text{б ок}} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б ок}}}{\partial T_{\text{ок}}}\Delta T_{\text{ок}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б ок}}}{\partial \rho_{\text{ок}}}\Delta\rho_{\text{ок}}\right)^2 + (\Delta\rho_{\text{б ок}})^2}; \quad (8.5.28)$$

$$\Delta p^{\text{в ф}}_{\text{б г}} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б г}}}{\partial T_{\text{г}}}\Delta T_{\text{г}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б г}}}{\partial \rho_{\text{г}}}\Delta\rho_{\text{г}}\right)^2 + (\Delta\rho_{\text{б г}})^2}, \quad (8.5.29)$$

где $\Delta p^{\text{настр}}_{\text{уд}}$ — отклонение удельной тяги из-за настройки двигателя; $\Delta \dot{m}^{\text{настр}}$ — отклонение расхода компонентов из-за настройки двигателя; $\Delta T_{\text{ок}} = T_{\text{ок}} - T^{H}_{\text{ок}}$, $\Delta T_{\text{г}} = T_{\text{г}} - T^{H}_{\text{г}}$ — возможное повышение температуры окислителя и горючего на входе в насосы перед выключением ДУ; $\Delta\rho_{\text{ок}}$, $\Delta\rho_{\text{г}}$ — допустимые отклонения плотности окислителя и горючего из-за сортности (допусков на плотность); $\Delta p_{\text{б ок}}$, $\Delta p_{\text{б г}}$ — точность поддержания номинальных давлений в баках (точность работы систем наддува).

Требования к системам наддува баков. Исходные данные для определения их характеристик. Системы наддува баков обеспечивают поддержание требуемого давления в баках. Основные требования к системам наддува:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

1) поддержание потребного давления в баках с максимальной точностью;

2) обеспечение постоянства характеристик системы наддува (давление в баках, расход и температура газов наддува);

3) минимальная масса газов наддува, агрегатов и элементов системы наддува и не забираемых из баков компонентов топлива;

4) высокая надежность системы (простота конструкций, минимальное количество компонентов);

5) удобство и безопасность эксплуатации, высокая герметичность в процессе эксплуатации.

В зависимости от конкретного назначения системы наддува и применяемых компонентов топлива в ЖРД к ней предъявляют и другие специфические требования. Так, для БР одно из таких требований — постоянная готовность к пуску в процессе всего периода эксплуатации. Классификация систем наддува может быть произведена по типу газа, используемого для наддува баков, принципиальным схемам, агрегатному состоянию исходных веществ для получения газа наддува и т.д.

Системы наддува можно разделить на две принципиально различающиеся группы:

1. Холодные, в которых газ наддува, аккумулированный в баллонах высокого давления, подается в баки через редуктор или дроссельные шайбы.

2. Горячие, использующие газ с более высокой температурой, чем температура жидких компонентов.

В холодных системах наддува рабочими телами служат воздух, азот, гелий.

Горячие системы подразделяются на газогенераторные с непосредственным вводом реагирующего вещества в бак, испарительные и газобаллонные с подогревом рабочего тела.

В БР в качестве основных систем наибольшее распространение получили газогенераторные и системы с непосредственным вводом реагирующего вещества в баки, а в РН с ДУ ракетных блоков, использующими криогенные компоненты топлива, — испарительные и газобаллонные системы с подогревом сжатых газов.

В топливные баки должен подаваться газ с соответствующим кислородным балансом. Поэтому газ, отбираемый до или после турбины одиночных ЖРД, поступает в два газогенератора или в смесители системы наддува, которые вырабатывают для бака окислителя газ с избытком окислителя, а для бака горючего — горючего.

Источником тепловой энергии для испарения криогенных жидкостей и подогрева сжатых газов могут быть газы, отбираемые до или после турбины одиночных ЖРД. Основные горячие системы наддува баков выходят на режим только после запуска основных ЖРД, поэтому для обеспечения надежного выхода и предотвращения провала давлений на входе в насосы необходим предварительный наддув свободного от компонентов объема баков, так называемых газовых подушек.

Предварительный наддув баков одноступенчатых и первых ступеней многоступенчатых ракет осуществляют наземной газобаллонной системой наддува, последующих ступеней до старта — с использованием наземной системы, в полете — из бортовых баллонов со сжатым газом.

Исходные данные для определения характеристик и выбора рациональной системы наддува баков:

$p_{\text{ок}}^{\min}$, $p_{\text{г}}^{\min}$ — минимальные давления на входе в насосы окислителя и горючего;

$\dot{m}_{\text{ок}}^{\max} = \dot{m}_{\text{ок}}^{H} + \Delta\dot{m}_{\text{ок}}$, $\dot{m}_{\text{г}}^{\max} = \dot{m}_{\text{г}}^{H} + \Delta\dot{m}_{\text{г}}$ — максимальные массовые расходы компонентов топлива;

$\Delta\dot{V}_{\text{ок}}^{\max} = (\dot{m}_{\text{ок}}^{\max}/\rho_{\text{ок}}^{\min})$, $\Delta\dot{V}_{\text{г}}^{\max} = (\dot{m}_{\text{г}}^{\max}/\rho_{\text{г}}^{\min})$ — максимальные объемные расходы компонентов топлива;

конфигурация баков, зависимости $h_{\text{ок}}(t)$, $h_{\text{г}}(t)$;

$\text{ПГСх}_{\text{ок}}$, $\text{ПГСх}_{\text{г}}$ — пневмогидравлические схемы систем окислителя и горючего;

физико-химические характеристики газов наддува;

$T_{\text{ок}}(t)$, $T_{\text{г}}(t)$ — изменения температур окислителя и горючего в зависимости от времени работы ДУ;

$n_x(t)$ — изменение осевых перегрузок в зависимости от времени работы ДУ;

$V_{\text{ок}}^{\text{н}}$, $V_{\text{г}}^{\text{н}}$ — объемы, занимаемые номинальными запасами окислителя и горючего;

$V_{\text{б ок}}^{\text{н}}$, $V_{\text{б г}}^{\text{н}}$ — объемы баков окислителя и горючего.

Основные характеристики системы наддува баков:

$p_{\text{б ок}}$, $p_{\text{б г}}$ — давления наддува баков окислителя и горючего в полете;

$p_{\text{б ок}}^{\text{пр}}$, $p_{\text{б г}}^{\text{пр}}$ — давления предварительного наддува баков окислителя и горючего;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$\dot{m}_{г\,ок}$, $\dot{m}_{г\,г}$ — массовые расходы газов наддува окислителя и горючего;

$T_{ок}$, $T_г$ — температуры газа наддува бака окислителя и горючего;

$m_{г\,н}$ — масса газов наддува в баках окислителя и горючего в момент выключения ДУ ракетного блока;

$m_{нез}$ — масса остатков незабора компонентов топлива при выключении ДУ;

$m_{с\,н}$ — масса агрегатов и элементов конструкции систем наддува, окислителя и горючего.

Требуемые давления наддува в баках окислителя и горючего могут быть найдены по (8.5.22)...(8.5.29). Для этого по исходным данным рассчитывают гидравлические потери:

$$\Delta p_{г\,п} = \Delta p_с + \Delta p_м + \Delta p_{тр}, \qquad (8.5.30)$$

где $\Delta p_с$ — потери давления на создание скорости: $\Delta p_м$ — потери давления на преодоление местных сопротивлений трубопроводов; $\Delta p_{тр}$ — потери давления на трение о стенки трубопроводов.

Потери давления на создание скорости, преодоление местных сопротивлений трубопроводов и трение об их стенки определяются из следующих выражений:

$$\Delta p_с = \frac{\rho w^2}{2}; \qquad (8.5.31)$$

$$\Delta p_м = \frac{\rho w^2}{2}\sum_{i=1}^{n}\xi_i; \qquad (8.5.32)$$

$$\Delta p_{тр} = \lambda_с \frac{l}{d}\frac{\rho w^2}{2}, \qquad (8.5.33)$$

где w — скорость движения компонента; ρ — максимальная плотность компонентов в момент выключения ДУ; $\xi_i (i = 1, 2, ..., n)$ — коэффициенты местного сопротивления элементов систем окислителя и горючего (заборные устройства, сильфоны, элементы автоматики, шайбы, вход в двигатель, повороты, изменение сечения трубопровода); $\lambda_с$ — коэффициент сопротивления трения; l — длина трубопровода; d — диаметр трубопровода.

Для круглых топливоподающих труб при турбулентном движении $\lambda_с$ определяется по формуле

$$\lambda_с = 0{,}1\left(1{,}45\frac{\Delta}{d_г} + \frac{100}{\mathrm{Re}}\right)^{0{,}25}, \qquad (8.5.34)$$

где $R_e = \dfrac{w d_г}{\nu}$ — критерий Рейнольдса; Δ — средняя шероховатость трубопровода, м; $d_г$ — гидравлический диаметр, м; ν — кинематическая вязкость жидкости, м^2/с.

Системы предварительного наддува должны обеспечивать необходимое для безкавитационной работы давление на входе в насосы до момента выхода на режим основной системы наддува.

Величина давления предварительного (до запуска ДУ) наддува должна находиться в диапазоне $p_{б\,min} < p_б < p_{б\,max}$.

В целях исключения превышения $p_б$ значения $p_{б\,max}$ на баке устанавливают дренажно-предохранительный клапан с давлением открытия $p_{п\,к} = p_{б\,max} + \Delta p_{п\,к}$.

Снижение давления менее допустимого $p_{б\,min}$ исключено благодаря выбору соответствующей величины свободного объема бака (газовой подушки) или подпитке бака компонентом до момента выхода основной системы наддува на режим. Если предварительный наддув прекращен до момента включения двигателя, то при изотермическом процессе расширения газа в баке минимальный свободный объем можно определить по формуле

$$V_{св\,min} = \frac{p_{б\,min} V_{св\,max}}{p_{п\,к} - p_{б\,min}}, \qquad (8.5.35)$$

где $V_{с\,max}$ — максимальный объем компонента топлива, сливаемого из бака, до момента выхода системы наддува на режим:

$$V_{с\,max} = V_з + V_д, \qquad (8.5.36)$$

где $V_з$ — объем компонента, необходимый для заполнения гидравлических трактов ДУ; $V_д$ — объем компонента топлива, расходуемый в двигателе до выхода системы наддува на режим: $V_д = \int_{\tau_з}^{\tau_м} \dot{V} dt$, где $\dot{V}$ — текущий секундный объемный расход, $\tau_з$ — момент заливки двигателя: $\tau_м$ — момент выхода системы наддува на режим.

Если предварительный наддув от агрегатов наземного оборудования продолжается до старта ракеты, то необходимый расход газа для поднаддува определяется по формуле

$$\dot{m}_{г\,н} = \frac{p_{б\,max} V_{с\,max}}{g_0 RT(\tau_{ст} - \tau_з)}, \qquad (8.5.37)$$

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

где $\tau_{ст}$ — момент старта; RT — удельная работоспособность газа предварительного наддува, равная произведению газовой постоянной на температуру. Наибольшее применение в качестве газов наддува получили нейтральные газы — гелий $R = 212$ и азот ($R = 30{,}26$).

Предстартовый расход $\dot{m}_{г\,н}$ газа наддува — основа для расчета автоматики и сечений трубопровода системы предварительного наддува баков.

Потери давления компонентов топлива определяют конкретными пневмогидравлическими схемами систем окислителя и горючего и их общей внутрибаковой компоновкой. Бóльшую часть этих потерь составляют потери на трение, зависящие от длины и диаметра трубопроводов. Диаметры трубопроводов зависят при заданном расходе от скорости движения жидкости в них. Чем больше скорость, тем меньше диаметр и масса трубопровода, но при этом возрастают потери на трение, которые необходимо компенсировать увеличением давления в баке, что приводит к увеличению массы баков и газов наддува.

Следовательно, оптимальное значение диаметра трубопровода и скорости движения в нем целесообразно выбирать из условия

$$\min m_{\Sigma} = \min(m_{б} + m_{г\,н} + m_{тр}), \quad (8.5.38)$$

где $m_{б}$ — масса бака; $m_{г\,н}$ — масса газа наддува в баке; $m_{тр}$ — масса трубопровода.

При этом следует рассмотреть два варианта размещения трубопроводов — внутри и вне баков.

Зная $p_{б\,ок}, p_{б\,г}, \dot{V}_{ок}, \dot{V}_{г}$, секундный расход газов наддува можно определить по формулам

$$\dot{m}_{г\,н}^{б\,ок} = \frac{p_{б\,ок}\dot{V}_{ок}}{(RT_{эф})_{ок}}; \; \dot{m}_{г\,н}^{б\,г} = \frac{p_{б\,г}\dot{V}_{г}}{(RT_{эф})_{г}}, \quad (8.5.39)$$

где $\dot{m}_{г\,н}^{б\,ок}$, $\dot{m}_{г\,н}^{б\,г}$ — секундный расход газов наддува баков окислителя и горючего соответственно; $(RT_{эф})_{ок}, (RT_{эф})_{г}$ — эффективная работоспособность газа внутри бака окислителя и горючего соответственно.

Значения $RT_{эф}$ для холодных, испарительных и газобаллонных систем с подогревом газа при некоторых допущениях можно с приемлемой точностью рассчитать по известным термодинамическим соотношениям.

Значения $RT_{эф}$ для горячих систем наддува газогенераторными газами из-за сложности внутрибаковых процессов, протекающих при таком наддуве баков (теплообмен, конденсация, испарение, химические реакции), определяют экспериментально. По результатам эксперимента $RT_{эф}$ рассчитывают по формуле

$$RT_{эф} = \frac{p_{к}V_{\tau}}{m_{г\,н}}, \quad (8.5.40)$$

где p_{τ} — абсолютное давление в баке; V_{τ} — свободный объем бака на момент времени τ; $m_{г\,н}$ — количество газа, израсходованного на наддув бака на момент времени τ.

Массу газов наддува определяют из суммы массы газов предварительного наддува $m_{п\,н}$ и массового расхода газа в ходе полета $\int_0^t \dot{m}_{г\,н} dt$.

Следовательно, максимальную массу газов в баках в момент выключения ДУ можно рассчитать по следующим формулам:

$$m_{г\,н}^{б\,ок} = m_{п\,н}^{б\,ок} + \int_0^{t_K} \frac{p_{б\,ок}\dot{V}_{ок}}{(RT_{эф})_{ок}} dt; \quad (8.5.41)$$

$$m_{г\,н}^{б\,г} = m_{п\,н}^{б\,г} + \int_0^{t_K} \frac{p_{б\,г}\dot{V}_{г}}{(RT_{эф})_{г}} dt; \quad (8.5.42)$$

$$m_{г\,н} = m_{г\,н}^{б\,ок} + m_{г\,н}^{б\,г}. \quad (8.5.43)$$

При горячем наддуве баков температура газа над свободной поверхностью компонента выше температуры самого компонента. Поэтому в полете происходит прогрев компонентов за счет теплопроводности жидкости и конвективного теплообмена из-за движения газа и жидкости внутри бака, зависящего от конструкции насадки, через который газ подается в бак. Чем выше температура газа наддува, тем меньше его масса, больше прогрев компонента и масса конструкции баков вследствие повышения давления наддува для компенсации прогрева компонента.

Массу системы наддува баков $m_{сн}$ можно разделить на две части: массу газов наддува в баках $m_{гн}$ при выключении ДУ, пропорциональную в первом приближении номинальному количеству компонентов топлива, и массу элементов конструкции системы наддува $m_{сн}^{кон}$, зависящую от давления, температуры, расхода газов наддува и пропорциональную в первом приближении тяге ДУ ракетного блока:

$$m_{с\,н} = m_{г\,н} + m_{с\,н}^{кон} = a_{с\,н}m_{т} + \gamma_{с\,н}P_{п}, \quad (8.5.44)$$

где $a_{с\,н} = m_{г\,н} / m_{т}$ — масса газа наддува, приходящаяся на единицу массы топлива;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$\gamma_{\text{сн}} = m_{\text{сн}}^{\text{кон}} / P_{\text{п}}$ — масса агрегатов конструкции системы наддува, приходящаяся на единицу тяги ДУ.

Так как масса топливного отсека $m_{\text{то}}$ зависит от давления наддува баков, то при выборе давления в баках при заданных давлениях на выходе в насосы необходимо соблюдать условие

$$m_{\text{т о}} - m_{\text{т гар}} = \min(m_{\text{т о}}^{\text{кон}} + m_{\text{с н}} + m_{\text{т нез}}), \quad (8.5.45)$$

где $m_{\text{т гар}}$ — гарантийные запасы топлива; $m_{\text{т о}}^{\text{кон}}$ — масса конструкции топливных баков; $m_{\text{т нез}}$ — остатки топлива в баках в момент выключения ДУ РБ (остаток незабора).

Остатки незабора компонентов топлива из баков складываются из массы жидкой пленки на внутренних поверхностях баков и невырабатываемых из баков компонентов топлива вследствие образования воронок над сливными трубопроводами.

Масса незабираемых компонентов топлива из баков зависит от конфигурации днищ баков, совершенства заборных устройств и степени компенсации прироста давления упругости паров компонентов топлива при их нагреве соответствующим увеличением давлений наддува в полете. На рис. 8.5.5 иллюстрируется определение незабора компонента топлива из бака. Для нормальной работы ЖРД в составе ДУ необходимо, чтобы в момент выключения уровень компонента превышал уровень незабора $h_{\text{вых}} \geq h_{\text{нез}}$.

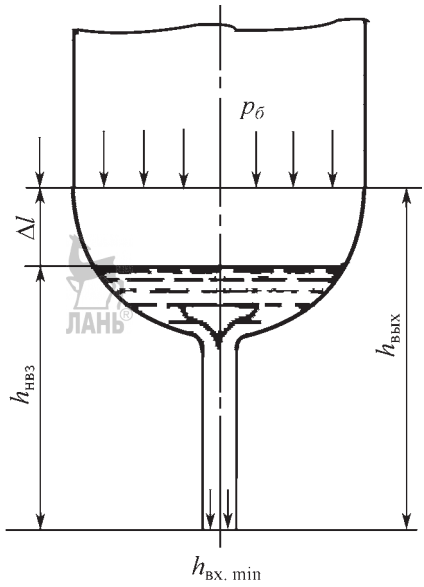


Рис. 8.5.5. Определение незабора компонента топлива из бака

Если давление наддува полностью компенсирует увеличение давления упругости паров компонентов из-за прогрева в полете, то $h_{\text{вых}} = h_{\text{нез}}$, и масса незабора зависит от совершенства заборного устройства и конфигурации днища баков. В противном случае к массе незабора при выключении ДУ необходимо добавить массу прогретых компонентов топлива, не компенсируемых давлением наддува баков.

Выбор характеристик системы наддува баков должен быть согласован с характеристиками ракетного блока в целях обеспечения максимальной полезной нагрузки.

В случае наддува горячим газогенераторным газом необходимо учитывать уменьшение удельной тяги ДУ из-за отбора части расхода компонентов топлива для системы наддува. Это относится и к испарительным, и газобаллонным системам наддува с подогревом рабочего тела, где часть расхода основных компонентов, идущего на испарение или подогрев, выбрасывается наружу. Уменьшение удельной тяги в этом случае определяют по формуле

$$\Delta p_{\text{уд}}^{0} = -p_{\text{уд}}^{0} \frac{\dot{m}_{\text{г н}}}{\dot{m}^{\text{о}}}. \quad (8.5.46)$$

Выбор системы наддува, обеспечивающей наибольшую массу полезной нагрузки, должен быть проведен с учетом $RT_{\text{эф}}$, масс конструкции баков, остающихся в баках газов, трубопроводов и заборных устройств, а также бустерных насосов в случае целесообразности их установки.

Глава 8.6

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Типичная программа изменения тяги ДУ ракетных блоков определяет требования к одиночному ЖРД как к одному из звеньев в СУ БР и РН, а также к его работоспособности на всех эксплуатационных режимах полета. Вследствие этого ДУ представляет собой исполнительные органы СУ БР и РН, обеспечи-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

вающие движение ЛА по траекториям, близким к программным и компенсирующим (путем изменения силы и направления тяги) действие на них в полете возмущающих факторов.

Среди этих факторов есть внешние, влияющие на режим работы одиночных ЖРД и связанные с изменением входных характеристик, и факторы, обусловленные изменениями характеристик внутренних процессов, происходящих в самом ЖРД.

В целях ограничения возможных отклонений действительных характеристик ДУ от их номинальных значений под действием возмущающих факторов в составе ДУ должна быть предусмотрена специальная система регулирования. Она может быть построена на базе измерения действительных выходных характеристик ЖРД, их сравнения с номинальными характеристиками и выдачи соответствующей команды в органы регулирования на изменение режима работы двигателя в случае появления рассогласования в величинах данных характеристик, сводя их к минимуму.

СУ и регулирования ДУ с ЖРД должны обеспечивать устойчивость и безопасность работы одиночных двигателей, достижение и поддержание заданных значений характеристик рабочего процесса при реальных внешних возмущениях, изменениях режима и выключении ДУ после получения соответствующих командных сигналов от СУ движением.

Параметрами регулирования ДУ могут служить физические параметры, определяющие выходные характеристики ЖРД (давление в камере сгорания, секундные расходы компонентов топлива, тяга, осевая перегрузка и т.д.), которые могут быть измерены и изменены в полете без нарушения режима работы ДУ.

Поскольку точность попадания БР или выведения РН зависит от координат и составляющих скорости в момент выключения ДУ РБ, то достижение максимальной дальности и параметров орбиты, заданных техническим заданием, может быть обеспечено только при определенных гарантийных запасах компонентов топлива, зависящих от соотношения расходуемых компонентов. Поэтому необходимо регулировать не только выходные суммарные тяговые и массовые характеристики, но и соотношение компонентов топлива в целях их одновременного и более полного израсходования. Неодновременность опорожнения баков приводит к увеличению остатков компонентов топлива, что вызывает уменьшение полезных нагрузок БР и РН. Установка специальной системы регулирования соотношения расходуемых компонентов в полете целесообразна в тех случаях, если имеет место увеличение полезной нагрузки.

Все указанные задачи регулирования ДУ ракетного блока с ЖРД при достигнутом уровне техники можно решить единой системой регулирования, являющейся подсистемой системы более высокого уровня — СУ БР и РН.

В первых жидкостных БР и РН эти задачи решались двумя системами: *регулирования кажущейся скорости* (*РКС*) и СООБ.

Система РКС обеспечивает программное изменение кажущейся скорости БР или РН путем регулирования тяги двигателей. Таким образом система РКС реагирует на случайные изменения удельного импульса и массового расхода топлива ЖРД, начальной массы РН, а также на изменение составляющей аэродинамических сил вдоль программного направления тяги.

На рис. 8.6.1 приведена схема РКС с обратной связью по углу отклонения органа регулирования, которая наглядно показывает функционирование системы. Регулирование кажущейся скорости можно осуществлять изменением массового расхода компонентов через одиночные ЖРД двумя способами: уменьшением числа оборотов турбины ТНА за счет уменьшения массы газа, поступающего из газогенератора, или изменением температуры газа, поступающего в турбину из газогенератора за счет изменения соотношения расходов компонентов в газогенераторе.

Требования к характеристикам органа регулирования РКС, определяемые разработчиками БР и РН, зависят от способа изменения массового расхода через одиночные ЖРД. Наиболее часто в качестве органа регулирования системы РКС используют регулятор одиночного ЖРД, обеспечивающий его устойчивую работу на заданных режимах и устанавливаемый на одной из магистралей питания газогенератора. Для работы системы РКС необходим дополнительный диапазон изменения массового расхода топлива ЖРД.

Максимальный перепад давления на турбине определяет потребный диапазон увеличе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

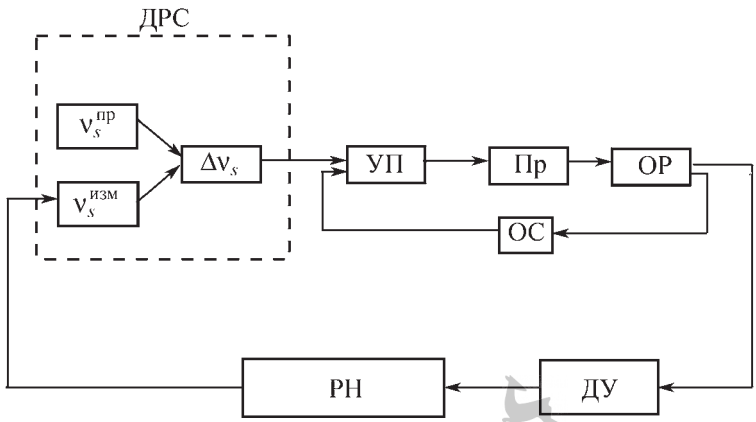


Рис. 8.6.1. Схема регулирования кажущейся скорости с обратной связью по углу отклонения органа регулирования:

РН — ступень ЛА; ДРС — датчик регулятора кажущейся скорости: УП — усилитель-преобразователь; Пр — привод; ОР — орган регулирования; ОС — обратная связь; $\nu_s^{пр}$ — программное значение кажущейся скорости; $\nu_s^{изм}$ — измеренное значение кажущейся скорости; $\Delta\nu_s$ — отклонение значений кажущейся скорости

ния или уменьшения массового расхода компонентов, зависящий от наихудшего сочетания возмущающих факторов. Возмущения, действующие на систему РКС, можно считать случайными и независимыми. В этом случае потребное максимальное изменение массового расхода для регулирования можно определить по формуле

$$\Delta\dot{m}^{РКС}=\sqrt{\Delta\dot{m}^2_{p_{уд}}+\Delta\dot{m}^2_{\dot{m}}+\Delta\dot{m}^2_{\dot{m}_0}+\Delta\dot{m}^2_{c_x}+\Delta\dot{m}^2_{q}+\Delta\dot{m}^2_{w}}, \quad (8.6.1)$$

где $\Delta\dot{m}_{p_{уд}}=-\dfrac{\dot{m}^0}{p^0_{уд}}\Delta p_{уд}$, $\Delta\dot{m}_{\dot{m}}=\Delta\dot{m}_p$, $\Delta\dot{m}_{\dot{m}_0}=-\dfrac{n}{p_{уд}}\Delta m_0$, $\Delta\dot{m}_{c_x}=-\dfrac{(qc_xS)_{\max}}{p_{уд}g_0c_x}\Delta c_x$, $\Delta\dot{m}_q=-\dfrac{(qc_xS)_{\max}}{p_{уд}g_0q}\Delta q$, $\Delta\dot{m}_w=-\dfrac{(qc_xS)_{\max}}{p_{уд}g_0}2\dfrac{w}{\nu}$ — потребные изменения секундного расхода для компенсации разбросов удельного импульса, массового расхода, стартовой массы, коэффициента аэродинамического сопротивления, скоростного напора и влияния ветра соответственно; w — скорость ветра.

Система СООБ обеспечивает одновременное опорожнение баков окислителя и горючего. Причина неодновременного опорожнения баков — погрешности в заправке компонентов топлива в баки РБ и отклонения фактических секундных расходов компонентов от их номинальных значений.

Рассогласования объемов масс компонентов и отклонения их секундных расходов зависят от ряда случайных возмущающих факторов, связанных с отклонениями фактических значений характеристик ДУ от их номинальных значений, принятых при настройке двигателей.

Данные возмущающие факторы можно разбить на две группы: факторы, приводящие к рассогласованию соотношения начальных объемов баков $K_V=V_{ок}/V_г$, заполненных компонентами топлива, и к отклонениям секундных объемных расходов компонентов топлива от их номинальных значений

$$\dot{K}_V=K_V\left(\frac{\dot{V}_{ок}}{V_{ок}}-\frac{\dot{V}_г}{V_г}\right).$$

К первой группе относят:

ошибки заправки компонентов $\Delta K_{V_з}$;

рассогласование ΔK_{V_c} из-за сортности горючего и окислителя:

$$\rho_{ок}=\rho^н_{ок}\pm\Delta\rho_{ок};\ \rho_г=\rho^н_г\pm\Delta\rho_г;$$

рассогласование из-за отклонений температур заправляемых компонентов ΔK_{V_t}:

$$t_{ок}=t^н_{ок}\pm\Delta t_{ок};\ t_г=t^н_г\pm\Delta t_г.$$

Ко второй группе относят погрешности расхода компонентов, происходящие в результате:

ошибки настройки ДУ $\Delta\dot{K}_{V_{наст}}$;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

сортности горючего и окислителя $\Delta\dot{K}_{V_c}$;

отличия $\Delta\dot{K}_{V_t}$ температуры окислителя и горючего от их номинальных значений;

разброса $\Delta\dot{K}_{V_p}$ давлений наддува баков окислителя и горючего:

$$p_{б\,ок} = p^{н}_{б\,ок} \pm \Delta p_{б\,ок};\ p_{б\,г} = p^{н}_{б\,г} \pm \Delta p_{б\,г}.$$

СООБ должна к моменту выключения ДУ свести указанные рассогласования к нулю. Задачу можно решать следующими способами:

1. Точное регулирование секундных расходов компонентов топлива, для чего необходимы точные измерения массовых или объемных расходов. Надежных способов непосредственного измерения массовых расходов до настоящего времени не существует, и широкое распространение получили способы измерения объемных секундных расходов.

2. Точное регулирование объемов компонентов топлива, при применении которого необходимы точные измерения их текущих объемов. Так как регулирование опорожнения баков производят по соотношению в них уровней компонентов топлива, то такие схемы называются уровнемерными. Из этих схем наибольшее распространение получили так называемые схемы дискретного регулирования опорожнения баков, основанные на сопоставлении моментов времени срабатывания датчиков, соответствующих определенным уровням компонентов в баках.

Конечное рассогласование при уровнемерных схемах существенно меньше, чем при расходомерных. Недостаток уровнемерных схем — при определенных сочетаниях возмущающих факторов возможность появления мгновенных значений соотношений массовых расходов, превышающих максимально допустимые, что может привести к нарушению работоспособности двигателей или к ухудшению их энергетических характеристик (уменьшению удельной тяги).

Для исключения таких случаев применяют комбинированные СООБ, в которых ведут регулирование как секундных объемных расходов, так и соотношений уровней компонентов в баках.

В качестве органов регулирования СООБ используют дроссельные устройства, устанавливаемые на входных или напорных магистралях. В первом случае требуется дополнительное увеличение давления наддува баков на величину максимально возможного перепада на дросселях, во втором — дополнительный напор у насосов, следовательно, увеличение мощности турбины и производительности насосов.

В результате функционирования СООБ выполняется условие

$$\Delta K_{V_з} - \int_0^t (\Delta\dot{K}_V - \Delta K_V^{у})dt \to 0, \qquad (8.6.2)$$

где максимальное управляющее рассогласование $\Delta\dot{K}_V^{у}$ определено действующими возмущениями $\Delta\dot{K}_V$.

Глава 8.7
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ

Движение ЦМ БР или РН на активном участке траектории определяется величиной и направлением тяги, реализуемой в полете. Для создания необходимой по величине и направлению тяги двигателей на ЛА устанавливают исполнительные органы управления, непосредственно воздействующие на угловое положение БР или РН в пространстве и на величину тяги основных двигателей.

В качестве управляющих органов, поддерживающих заданное значение угла тангажа, могут использовать маршевые двигатели, поворачивающиеся относительно оси в плоскости, перпендикулярной плоскости полета, специальные рулевые двигатели, аэродинамические газовые рули, а также устройства для отклонения струи выходящих из сопла основных двигателей газов путем вдува или впрыска специальных компонентов или рассогласования тяги основных двигателей для создания управляющего момента M_z:

$$M_z = c_{э,\delta}\delta_э, \qquad (8.7.1)$$

где $c_{э,\delta}$ — коэффициент, характеризующий изменение управляющего момента при единичном отклонении $\delta_э$ характеристики исполнительного органа.

Физический смысл отклонения характеристики исполнительно органа может быть различным. Так, при управлении качанием основными двигателями управляющий

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

момент M_z определяется углом поворота тяги $\delta_э$:

$$M_z = P x_т \delta_э, \qquad (8.7.2)$$

где $x_т$ — расстояние от оси качания двигателя до ЦМ; P — тяга для создания моментов отклоняющихся по тангажу двигателей.

Производная управляющего момента по углу качания $M_z^\delta = c_{э,\delta} = P x_т$.

При управлении аэродинамическими рулями $M_z = c_{э,\delta}\delta_э = Y_a^\delta x_т \delta_э = c_n^\delta q S_p x_т \delta_э$, где c_n^δ, S_p, q — градиент коэффициента подъемной силы, площадь несущей поверхности рулей и скоростной напор потока, в котором работают рули, соответственно.

При управлении рассогласованием тяги основных двигателей управляющие моменты имеют вид:

$$M_z = c_{э,\delta}\delta_э = \sum_i^{n_{дв}/2} 2 y_{тi} P_i \frac{\Delta P_i}{P_i},$$

где $y_{тi}$ — проекция на плоскость полета расстояния от ЦМ до направления тяги P_i i-го двигателя, изменившего тягу на относительную величину $\delta_э = \Delta P_i / P_i$.

Исполнительные органы для управления углом рыскания могут быть построены аналогично и иметь такие же управляющие моменты относительно связанной оси Y:

$$M_y = c_{\zeta,\delta}\delta_\zeta. \qquad (8.7.3)$$

Для управления углом крена относительно связанной оси X (продольная ось симметрии БР или РН) используют одновременно поворот маршевых двигателей, при этом управляющие моменты можно представить в виде:

$$M_x = c_{\eta,\delta}\delta_\eta. \qquad (8.7.4)$$

Управлять углом крена путем рассогласования тяги двигателей, установленных вдоль оси X, нельзя. В этом случае необходимы специальные исполнительные органы, создающие момент относительно продольной оси БР или РН.

Управление тягой двигателей, когда предусматривается возможность выключения части неисправных двигателей или перевод их в режим щадящего использования, также не компенсирует потери в общей тяге. В этих случаях необходимы принципы гибкого управления движением БР или РН.

Выбор типа и схемы исполнительных органов управления — один из главных вопросов согласования характеристик СУ и основных проектных параметров БР или РН.

Критерий выбора исполнительных органов управления, как и СУ в целом, — минимальные потери в полезной нагрузке.

Снижение полезной нагрузки вследствие установки исполнительных органов на БР или РН определяется уменьшением эффективных удельного импульса ДУ при отклонении от продольной оси X основных или рулевых двигателей и тяги ДУ;

дополнительными сопротивлением аэродинамических или газовых рулей и массой собственно исполнительных органов управления — узлов качания, рулевых машин, газовых сопел, аэродинамических рулей и т.д.

Рассмотрим несколько возможных схем исполнительных органов управления, обеспечивающих одинаковые управляющие моменты по каждой из связанных осей при минимальном снижении массы полезной нагрузки.

Для схемы управления по тангажу, рысканию и вращению поворотом основных двигателей БР или РН управляющий момент $M_z = P_{хт}\delta_э$ характеризуется углом отклонения тяги $\delta_э$, который в свою очередь выражает максимально возможные потери тяги, а следовательно, и эффективного удельного импульса: $\frac{\Delta c}{c} = \frac{\Delta P}{P_p} = 1 - \cos\delta_э \approx \frac{\delta_p^2}{2}$.

Потребный управляющий момент по каналу тангажа является наибольшим для БР или РН, поэтому дальнейшие оценки приведены для одинакового момента у всех схем исполнительных органов $M = \max M_z$.

К числу недостатков схемы органов управления с качанием основных двигателей относят сравнительно большую массу узлов подвески двигателя с приводами, достигающую 30...40 % от массы собственно двигателя.

Снижение эффективной скорости истечения ДУ и увеличение конечной массы ракетного блока за счет массы узлов качания с приводами вызывает уменьшение характеристической скорости i-й ступени $v_{хар\,i} = -c_i \ln\mu k_i$, которое должно быть компенсировано уменьшением полезной нагрузки $\Delta\mu_{п\,нi}$:

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

$$\frac{\Delta\nu_{\text{хар}\,i}}{\nu_{\text{хар}\,i}} = \frac{\Delta c_i}{c_i} + \frac{\Delta\mu_{Ki}}{\mu_{Ki}\ln\mu_{Ki}} =$$

$$= \frac{\Delta c_i}{c_i} + \frac{\Delta\mu_{\text{п н}i}}{\mu_{Ki}}\frac{1-\alpha_i}{\ln\mu_{Ki}} + \frac{\Delta\alpha_i}{\mu_{Ki}\ln\mu_{Ki}} = 0. \qquad (8.7.5)$$

Суммарное снижение относительной полезной нагрузки БР или РН вследствие установки исполнительных органов управления на N ступенях выражается формулой

$$\frac{\Delta\mu_{\text{п н}}}{\mu_{\text{п н}}} = \sum_i^N \frac{\Delta\mu_{\text{п н}\,i}}{\mu_{\text{п н}\,i}} =$$

$$= \sum_i^N \frac{\Delta\mu_{\text{п н}\,i}}{\mu_{\text{п н}\,i}}\frac{-1}{1-\alpha_i}\frac{\mu_{Ki}}{1-\alpha_i}\left(\frac{\Delta c_i}{c_i}\ln\mu_{Ki} + \frac{\Delta\alpha_i}{\mu_{Ki}}\right), \qquad (8.7.6)$$

где $\Delta c_i / c_i = \Delta P / P$ — изменение эффективного импульса вследствие потери тяги на управление; $\Delta\alpha_i = \alpha_i \dfrac{\Delta\alpha_{\sigma i}}{\alpha_{\text{т о}\,i} + \alpha_{\sigma i}}$ — увеличение массы конструкции ракетного блока.

Рассмотрим управление по тангажу, рысканию и вращению поворотными рулевыми двигателями, тяга которых $P_\text{р}$ составляет небольшую часть общей тяги БР или РН:

$$P_\text{р} = \xi P. \qquad (8.7.7)$$

Подвижная масса рулевых существенно меньше массы качающихся основных двигателей и, соответственно, меньше усилия в подвижных соединениях, однако, потребные углы отклонения $\delta_\text{р}$ существенно больше:

$$\delta_\text{р} = \frac{M}{P_\text{р} x_\text{т}} = \frac{M}{\xi P x_\text{т}}, \qquad (8.7.8)$$

соответственно, больше относительные потери тяги на создание управляющего момента:

$$\frac{\Delta P_\text{р}}{P_\text{р}} = 1 - c_\text{y}^{\delta}\delta_\text{р} \approx \frac{\delta_\text{р}^2}{2}.$$

Кроме того, относительно небольшие рулевые двигатели имеют несколько меньшие удельные импульсы, чем основные, что также приводит к снижению эффективного импульса ДУ, суммарное снижение которого в ДУ с качающимися рулевыми двигателями выражается формулой

$$\frac{\Delta c^{\text{р д}}}{c} = \frac{P_\text{р}}{P}\frac{\Delta P_\text{р}}{P_\text{р}} + \frac{P_\text{р}}{P}\frac{\Delta c_\text{р}}{c} = \xi\left(\frac{\delta_\text{р}^2}{2} + \frac{\Delta c_\text{р}}{c}\right), \qquad (8.7.9)$$

где $\Delta c_\text{р} = c_\text{р} - c = g_0(p_{\text{уд р}} - p_{\text{уд}})$ — потери, обусловленные разностью удельных импульсов рулевых и основных двигателей.

Для схемы управления неподвижными газовыми соплами, создающими тягу в направлении, перпендикулярном продольной оси БР или РН, тяга управляющих газовых сопел не способствует приросту скорости движения БР или РН, и затраты топлива на ее создание следует рассматривать как причину уменьшения эффективного удельного импульса ДУ в целом.

Потребная тяга газовых сопел для создания управляющего момента M равна $P_{\text{г с}} = M / x_\text{т}$, а относительное снижение суммарной тяги ДУ и, соответственно, эффективного удельного импульса составляет

$$\frac{P_{\text{г с}}}{P} = \frac{M}{x_\text{т} P}. \qquad (8.7.10)$$

С учетом низкого удельного импульса газовых сопел $p_{\text{уд г с}} = c_{\text{г с}} / g_0$ для рассматриваемой схемы исполнительных управляющих органов суммарное снижение эффективного импульса ДУ по аналогии с (8.7.9) составляет

$$\frac{\Delta c_{\text{г с}}}{c} = \frac{P_{\text{г с}}}{P} + \frac{P_{\text{г с}}}{P}\frac{\Delta c_{\text{г с}}}{c} = \frac{M}{x_\text{т} P}\left(1 + \frac{\Delta c_{\text{г с}}}{c}\right). \qquad (8.7.11)$$

Таким образом, схема управления с неподвижными газовыми соплами практически не увеличивает конечную массу ступени, но имеет существенно бóльшие потери эффективного импульса, чем схемы с качанием основных и рулевых двигателей.

Существует также схема управления поворотными аэродинамическими рулями с аэродинамическим качеством $K_\text{р}$. Увеличивая аэродинамическое сопротивление на величину $\Delta X_\text{р}$, создают необходимый управляющий момент M. Рассматривая отношение $\Delta X_\text{р} / P$ как потери эффективного импульса, имеем $\dfrac{\Delta c_\text{а}}{c} = \dfrac{\Delta M_\text{р}}{P} = \dfrac{M}{P K_\text{р} x_\text{т}}$.

Возможна схема управления углами тангажа и рыскания рассогласованием тяги у противоположных двигателей: один из них форсируют, а другой дросселируют. При этом суммарная тяга ДУ неизменна, практически неизменны расход топлива и эффективный удельный импульс. Управление углом вращения осуществляют небольшими газовыми соплами,

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

8.7.1. Сравнение потерь эффективного импульса $\Delta c / c$ и прироста относительной конечной массы $\Delta\mu_K / \mu_K$ ракетной ступени с различными схемами исполнительных органов при одинаковом управляющем моменте

Вариант исполнительного органа	Суммарное снижение удельного импульса $\Delta c / c$	Увеличение относительной конечной массы $\Delta\mu_K / \mu_K$
Качание основных двигателей	$\frac{1}{2}\left(\frac{M}{Px_т}\right)^2$	$(0{,}3...0{,}4)\frac{\mu}{\mu_K}$
Качание рулевых двигателей, $\xi = \frac{P_р}{P} > \frac{M}{Px_т}$	$\frac{1}{2\xi}\left(\frac{M}{Px_т}\right)^2 + \xi\frac{\Delta c_р}{c}$	$(0{,}3...0{,}4)\frac{\xi\mu}{\mu_K}$
Неподвижные газовые сопла	$\frac{M}{Px_т}\left(1+\frac{\Delta c_{г\,с}}{c}\right)$	≈ 0
Аэродинамические рули с несущей поверхностью $S_р$ и массой $qS_р$	$\frac{M}{PK_р x_т}$	$\frac{q}{\mu_K p_M} S_K$
Рассогласование тяги основных двигателей для управления по тангажу и рысканию. Газовые сопла для управления по крену	~0	~0

поскольку потребный управляющий момент M_x невелик. Схема управления рассогласованием тяги двигателей применима в случае многодвигательной силовой установки, она практически свободна от подвижных масс, узлов качания и потерь, связанных с созданием управляющих моментов.

В табл. 8.7.1 для сравнительного анализа приведены значения потерь эффективного импульса и относительной конечной массы ракетных блоков с различными схемами исполнительных органов управления, обеспечивающими одинаковый управляющий момент M при суммарной тяге P ДУ и управляющем плече $x_т$.

По мере уменьшения потребного управляющего момента суммарные потери удельного импульса ДУ (табл. 8.7.1) пренебрежимо малы для всех рассмотренных вариантов схем исполнительных органов. Поэтому определение минимально необходимого управляющего момента, зависящего от компоновки БР или РН и принципов управления их движением, — один из вопросов согласования характеристик СУ и основных проектных параметров. Относительно большой потребный управляющий момент может быть обеспечен с приемлемыми потерями полезной нагрузки схемами либо с рассогласованием тяги основных двигателей, либо с их качанием. С уменьшением потребного управляющего момента потери полезной нагрузки при качании рулевых двигателей сопоставимы с потерями при управлении рассогласованием тяги.

Предварительное определение минимально необходимого управляющего момента

Для обеспечения устойчивой стабилизации ЛА по углам тангажа, крена и рыскания необходимо, чтобы управляющий момент по каждому из названных каналов управления превосходил сумму возмущающего момента $M_в$ и потребного динамического момента $M_д$, равного произведению момента инерции относительно соответствующей главной центральной оси на угловое ускорение $\ddot{\vartheta}$.

Возмущающий момент $M_в$ зависит от случайных отклонений центра масс БР или РН, колебаний жидких компонентов в баках, от несимметричного обтекания при движении в атмосфере, а также от нестабильности самой атмосферы, в частности ветрового случайного воздействия, и многого другого. Среди перечисленных возмущений определяющим оказывается ветер, достигающий на участке движения БР или РН с максимальными скоростными напорами скорости $W = 100...150$ м/с и приводящий к появлению дополнительных углов атаки, за-

висящих от величины скорости v и наклона траектории θ,

$$\alpha_w = \frac{W}{v}\sin\theta. \qquad (8.7.12)$$

Поэтому необходимое условие обеспечения стабилизации ЛА

$$M \geq M_в + J\dot{\vartheta} \qquad (8.7.13)$$

может быть рассмотрено для двух предельных случаев.

1. Случай использования принципа жесткого управления движением БР или РН. Программное изменение углового положения БР или РН осуществляется при этом с малыми угловыми ускорениями $J\dot{\vartheta} \approx 0$, а основной возмущающий фактор — момент M_{α_w}, появляющийся вследствие образования дополнительного угла атаки из-за ветра. Условие $M \geq M_{\alpha_w}$ применительно к использованию жесткого принципа управления движением запишется так:

$$M^{ж} \geq c_n^{\alpha}\alpha_w qS(x_д - x_т). \qquad (8.7.14)$$

Поскольку возмущающий момент M_{α_w} в процессе полета может изменяться вследствие нестабильности ветра по высоте или по времени, необходимо, чтобы управляющий момент M варьировался соответствующим образом и выполнялось условие $\dot{M} \geq \dot{M}_{\alpha_w}$.

Дифференцируя равенство (8.7.14) по времени, имеем $M^{ж} \geq c_n^{\alpha} S(x_д - x_т)(\dot{\alpha}_w q)$ или с учетом относительно медленного изменения кинематических параметров движения $(\alpha_w q) =$ $= \dot{\alpha}_w q = q\dfrac{d}{dt}\left(\dfrac{\dot{W}}{v}\sin\theta\right) = \dfrac{dW}{dh}\dfrac{dH}{dt}\dfrac{\sin\theta}{v}q = \operatorname{grad} W \times$ $\times \sin^2\theta \cdot q$ получаем

$$M^{ж} \geq c_n^{\alpha}\alpha_w qS(x_д - x_т)q\sin^2\theta \operatorname{grad} W. \qquad (8.7.15)$$

Ветровой сдвиг по высоте $\operatorname{grad} W$ в условиях земной атмосферы может достигать 20 м/с·км. Условия (8.7.14) и (8.7.15) формируют требования к диапазону качания основных двигателей и к минимально необходимой угловой скорости их перемещения, чем определяют управляющий момент M и минимально необходимую скорость его изменения $\dot{M}$.

2. Случай использования принципа гибкого управления движением БР или РН. В целях уменьшения возмущающего момента $\dot{M}_{\alpha_w}$, а вместе с ним и нагружения силовой конструкции ракетных блоков, БР или РН в интервале больших скоростных напоров должны летать с нулевыми углами атаки по отношению к набегающему потоку.

В рассматриваемом предельном случае условие (8.7.13) выражает потребный управляющий момент в виде $M \geq J\dot{\alpha}_{\dot{w}}$, что следует из равенства $\vartheta = \vartheta + \alpha$ при $\dot{\theta} = \ddot{\theta} \cong 0$.

Таким образом, нестабильность ветрового воздействия в основном сказывается на потребном управляющем моменте при полете в плотных слоях атмосферы.

Для ракетных блоков ступеней БР и РН, активный полет которых происходит за пределами атмосферы, ветровые возмущения уже не являются определяющими. Потребный управляющий момент зависит от разброса центровки ступени, случайных отклонений тяги от ЦМ ступени вследствие погрешностей установки двигателя, технологических погрешностей изготовления собственно ракетных блоков и пр. В суммарном возмущающем моменте заметно возрастает влияние упругости конструкции и жидкого наполнения ракетных блоков.

Однако при правильном выборе внутрибаковых перегородок, настроек автомата угловой стабилизации БР или РН увеличение управляющего момента практически не потребуется. Минимально необходимая величина управляющего момента для внеатмосферной ступени может быть определена из типовых технологических погрешностей изготовления и центрирования. Отклонения исполнительных органов для создания необходимого управляющего момента на внеатмосферных участках существенно меньше, чем для первой ступени БР или РН, что позволяет разнообразить схемы управления угловым положением ступеней без заметного снижения массы полезной нагрузки (табл. 8.7.1).

Согласование характеристик СУ с основными проектными параметрами не заканчивается. Выбором принципа управления движением БР или РН, минимально необходимых управляющих моментов по ступеням и схем исполнительных органов, состава бортовых систем измерений с необходимой точностью и алгоритмов их обработки. Для разработки СУ необходимы исходные данные по ракетным блокам и ЛА в целом, так как их состав и значения могут влиять на основные характеристики как БР, так и РН.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

Глава 8.8
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ПРИВОДЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Приводные устройства являются исполнительными элементами СУ *космических РБ* (*КРБ*) и РН и применяются для управления:

положением (качания) маршевых двигателей в целях изменения направления вектора тяги КРБ или РН;

режимами работы этих двигателей в целях изменения величины вектора тяги.

Приводные устройства преобразуют маломощные электрические управляющие сигналы в поступательное или вращательное перемещение выходных звеньев, связанных с управляющими органами ракетного двигателя.

В первом случае приводные устройства называют рулевыми машинами или рулевыми приводами, а во втором случае — приводами автоматики.

Рулевыми машинами (*РМ*) принято называть электрогидравлические приводы, не имеющие внутренней обратной связи от выходного звена (штока или вала) к золотнику. Для обеспечения позиционирования выходного звена по командам СУ РМ должна быть охвачена электрической обратной связью через внешний электронный блок. РМ применяют для качания ракетных двигателей КРБ, что связано с относительно малой мощностью нагрузки со стороны двигателя (до 300 Вт). Если РМ имеет собственное гидравлическое питание от системы электродвигатель–насос, входящей в состав РМ, то она называется автономной, если несколько РМ питаются от общего источника гидропитания, то централизованной. Энергия для питания электродвигателей постоянного тока автономных РМ поступает от бортовых батарей.

Рулевые приводы (*РП*) — электрогидравлические агрегаты с внутренней механической обратной связью от штока к золотнику, что позволяет им обеспечить позиционирование выходного звена по командам СУ. РП применяют для качания маршевых двигателей нижних ступеней РН, отличающихся большой мощностью нагрузки со стороны двигателя (аэродинамический момент, момент дебаланса и т.д.).

Гидравлическое питание РП обычно осуществляют централизовано от внешнего источника, который использует энергию работающего ракетного двигателя. Если на ступени РН находятся несколько двигателей или двигатель многокамерный, то группа РП вместе с источником гидравлического питания и соединительными трубопроводами образуют *систему РП* (*СРП*).

Приводами автоматики (*ПА*) называют электрогидравлические или электромеханические агрегаты небольшой мощности с вращательным движением выходного вала, который связан с валом дросселя или регулятора ЖРД. Гидравлическое питание ПА осуществляют от внешнего источника, использующего энергию работающего ракетного двигателя. Группа ПА вместе со стабилизатором давления, переключающим клапаном и магистралями подключения к двигателю образуют *систему ПА* (*СПА*).

Рулевые машины. История создания отечественных РМ берет свое начало с изучения материальной части трофейных немецких ракет «Фау-2». В центре внимания разработчиков приводов оказалась РМ, разработанная фирмой «Аскания». В короткие сроки была разработана конструкторская документация и изготовлены опытные образцы РМ на отечественной элементной базе. Начало использования РМ собственного производства на первых отечественных ракетах Р1, Р2 было положено в начале 50-х годов прошлого века. Первые РМ были вращательного типа с кривошипно-шатунным силовым механизмом. Более широкое распространение получили РМ с поступательным перемещением штока. Принципиальная схема РМ представлена на рис. 8.8.1.

Основные элементы РМ:

электрогидравлический усилитель (*ЭГУ*), включающий в себя узел управления и золотниковый гидроусилитель; узел управления состоит из электромеханического преобразователя (поляризованного реле) *1*, коромысла *2* и плоской пружины *3*; золотниковый гидроусилитель представляет собой пару золотниковых плунжеров *4*, соединенных с коромыслом *2*, и пару полых гильз *5*; электронасосный агрегат, состоящий из электродвигателя постоянного тока *7* и трехшестеренного насоса *6*; предохранительные клапаны *8* для защиты электродвигателя от перегрузок; силовой механизм (цилиндр *9*, поршень *10*, шток *11*); потенциометр обратной связи *13*, связанный со штоком; трубопроводы *12* связи ЭГУ с силовым механизмом.

Особенность схемы состоит в том, что золотниковые плунжеры *4* находятся внутри гильз *5*, одновременно являющихся полыми осями шестерен насоса *6*, чем снимается сухое

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

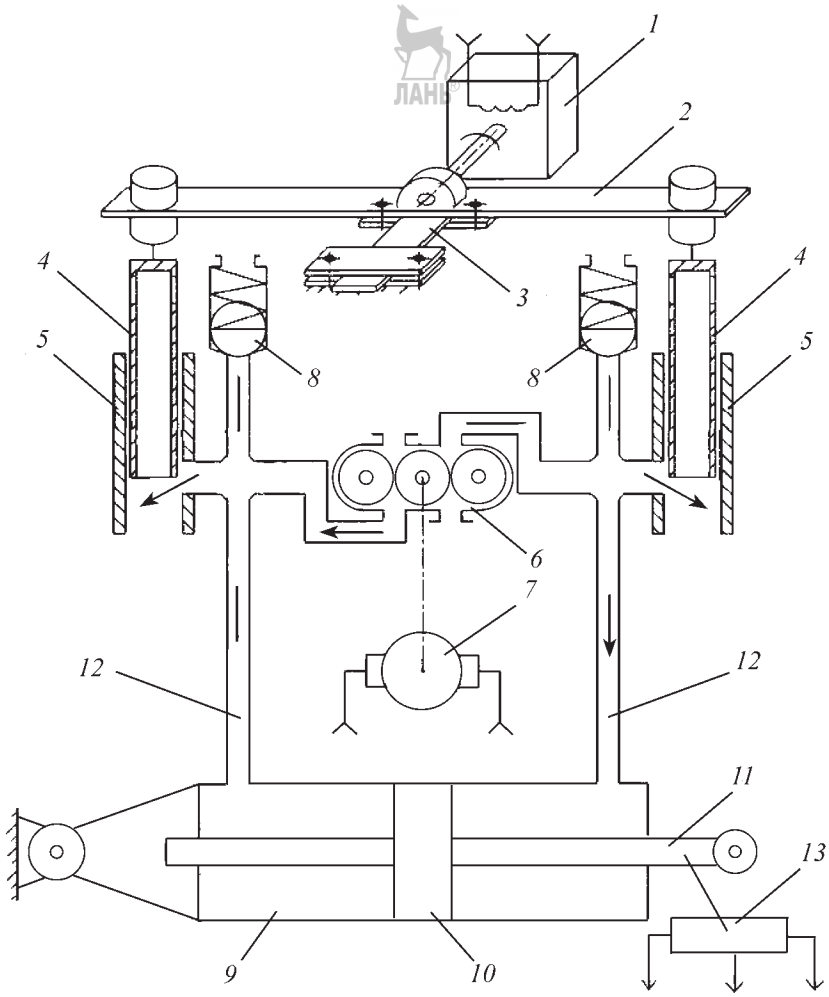


Рис. 8.8.1. Рулевая машина:
1 — электромеханический преобразователь; *2* — коромысло; *3* — плоская пружина; *4* — золотниковые плунжеры; *5* — гильзы; *6* — трехшестеренный насос; *7* — электродвигатель; *8* — предохранительный клапан; *9* — силовой гидроцилиндр; *10* — поршень; *11* — шток; *12* — трубопровод; *13* — потенциометр обратной связи

трение в паре плунжер–гильза, что обеспечивает высокую чувствительность РМ. Замыкание РМ электрической обратной связью через потенциометр *13* дает возможность позиционирования перемещения выходного звена с точностью (10...15) %.

Достоинство РМ — простота конструкции, удобство в эксплуатации, высокая надежность в работе, возможность эксплуатации в условиях дальнего космоса. Все это позволило РМ стать практически незаменимой в космических РБ разного назначения.

Цифровые приводы. Начиная с 1963 г. в Центральном конструкторском бюро экспериментального машиностроения, ныне РКК «Энергия», велись работы по созданию электрогидравлических РП, предназначенных для работы в системе стабилизации ракет с бортовыми вычислительными машинами, которые обладают универсальностью, высокой точностью и быстродействием. Однако необходимость в логическом преобразовании информации, которой машина обменивается с управляемыми систе-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

мами аналогового типа, приводит к потере точности.

Данные обстоятельства привели к попыткам создать исполнительные устройства, которые требовали бы минимальных преобразований сигналов, формируемых вычислительной машиной, и одновременно были способны их отработать без потери точности. Такими устройствами стали дискретные приводы — шаговые и цифровые. У шагового привода каждому из входных сигналов (импульсов) соответствует определенное перемещение (шаг) выходного элемента, и конец каждого перемещения является началом отсчета для последующего. В этом случае любое текущее положение на выходе определяет не только количество поданных импульсов, но и положение выходного элемента до начала подачи импульсов.

Таким образом, выходной элемент шагового привода принимает дискретные положения с интервалом в один шаг, а суммарная погрешность в установившемся состоянии не превышает величины одного шага.

Цифровой привод воспринимает сигналы в виде n-разрядного параллельного двоичного кода и преобразует их в дискретные положения выходного элемента. Величина интервала между двумя ближайшими положениями выходного элемента соответствует минимально возможному приращению сигнала (единице младшего разряда входного двоичного числа) и определяет разрешающую способность (шаг) привода. Погрешность в установившемся состоянии также обычно не превышает одного шага, а его величину определяет количество разрядов входного сигнала.

Наиболее значительный вклад в разработку и внедрение цифровых электрогидравлических приводов в отечественной ракетной технике сделан в 1975–1985 гг., когда все без исключения приводы маршевых двигателей сверхмощной РН «Энергия» были реализованы в виде цифровых электрогидравлических приводов.

Всего на РН «Энергия» было установлено 40 РП (32 на первой ступени и 8 на второй) и 16 электрогидравлических ПА двигателей первой ступени.

В качестве рабочего тела для РП и ПА первой ступени РН использовалось углеводородное горючее, отбираемое от ракетного двигателя при его работе. Гидравлическое питание РП второй ступени осуществлялось от специального агрегата гидравлического питания (АГП), в котором расход рабочей жидкости создавала система турбопривод–насос за счет отбора газообразного водорода, сопутствующего работе двигателей второй ступени.

Цифроаналоговый преобразователь — основа цифрового привода. В электрогидравлических приводах для РН «Энергия» в качестве первого каскада усиления применялся семиразрядный электрогидромеханический цифроаналоговый преобразователь (ЦАП) относительно малой мощности, а в последующих каскадах усиления — обычные золотниковые гидравлические усилители.

ЦАП был разработан как самостоятельная сборочная единица и входил в состав приводных устройств РН «Энергия» как унифицированное изделие. Принципиальная схема ЦАП представлена на рис. 8.8.2.

ЦАП представляет собой электрогидромеханическое устройство, выполненное в виде семи одинаковых двухкаскадных ЭГУ *1* (разрядные ЭГУ), и механизма суммирования *2*. Схема разрядного ЭГУ вынесена на этом же рисунке отдельно. Электрическая часть разрядного ЭГУ состоит из магнитоэлектрического преобразователя МПС-211, а гидравлическая часть выполнена по схеме сопло–заслонка с переключающим золотником, выход которого связан с разрядной камерой механизма суммирования. Линии нагнетания и слива разрядного ЭГУ соединены с соответствующими магистралями ЦАП. Механизм суммирования выполнен в виде гильзы с подводящими каналами, внутри которой расположена цепочка из семи двоично-взвешенных по относительным ходам и взаимосвязанных плавающих разрядных поршней *3*, ход младшего разряда составляет 0,1 мм. ЦАП имеет два выходных элемента (штока): рабочий *4* и обратной связи *5*. Плавающий разрядный поршень младшего разряда взаимодействует с рабочим штоком, а поршень старшего — со штоком обратной связи.

Во время работы ЦАП на его рабочий шток со стороны золотника привода, в котором установлен ЦАП, действует постоянная поджимающая сила. Шток обратной связи *5* при работе ЦАП всегда находится в поджатом состоянии, благодаря действию сил от пары толкателей *6*, что исключает люфты при движении цепочки разрядных поршней. Магистрали нагнетания и слива ЦАП связаны через стыковочную плоскость с соответствующими магистралями привода, на который устанавливают ЦАП.

Применение поляризованного магнитоэлектрического преобразователя МПС-211 и

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

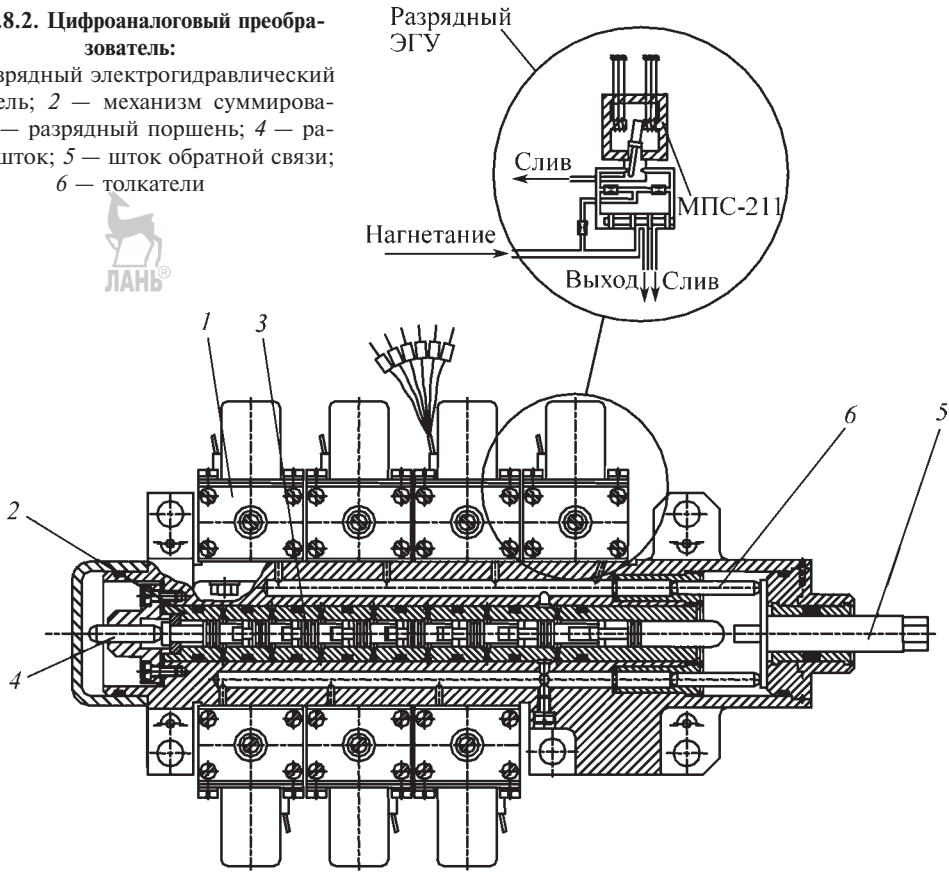


Рис. 8.8.2. Цифроаналоговый преобразователь:
1 — разрядный электрогидравлический усилитель; *2* — механизм суммирования; *3* — разрядный поршень; *4* — рабочий шток; *5* — шток обратной связи; *6* — толкатели

двухкаскадного ЭГУ сопло–заслонка позволило обеспечить высокое быстродействие ЦАП — время срабатывания любого разряда не более 6 мс. Магнитоэлектрический преобразователь разработан специально для использования в ЦАП и, с учетом утраивания каналов СУ, имеет три гальванически развязанных обмотки управления, обеспечивающих голосование по схеме «два из трех» при отказе управляющих каналов СУ.

Основные технические характеристики ЦАП

Командный сигнал . . . . . Параллельный семиразрядный код в виде напряжения (28±4)В прямой («1») и обратной («0») полярности

Количество обмоток одного разряда. . . . . 3 с сопротивлением (400±40) Ом

Ход младшего разряда. . . . . 0,1 мм

Диапазон перемещения . . . . . От 0 до 12,7 мм

Точность отработки команды . . Не хуже 1 % от диапазона;

Давление питания рабочей жидкости (масло, керосин). . . . . (20,59±0,98) МПа (210±10) кгс/см^2 в РП и (5,39±0,29) МПа (55±3) кгс/см^2 в ПА

Масса . . . . . Не более 3 кг

Основные преимущества ЦАП перед аналоговыми гидроусилителями:

возможность стыковки с ЦВМ без преобразования вида командного сигнала;

относительная разрешающая способность зависит только от числа разрядов;

абсолютную точность позиционирования определяет только точность изготовления разрядных поршней;

высокая степень виброустойчивости (60g) и помехозащищенности, так как разрядные поршни постоянно находятся под нагрузкой;

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

работоспособность в широком диапазоне температур (от минус 50 до 120°С) и давлений рабочей жидкости (от 1,96 до 22,56 МПа) (от 20 до 230 кгс/см^2);

пульсации давления в линии нагнетания практически не влияют на характеристики привода;

высокая надежность, заложенная в самом принципе действия цифрового привода, так как при отказе одного разряда не происходит отказа привода, а только уменьшается диапазон перемещения штока привода на величину этого разряда;

высокая точность совпадения положений выходного штока привода при подаче одинаковых кодов.

Рулевые приводы. Наиболее характерный пример использования цифрового привода на ракетах тяжелого класса — РП второй ступени РН «Энергия», на которой управление положением вектора тяги осуществлялось отклонением четырех кислородно-водородных двигателей с помощью системы из восьми РП.

Основные требования, предопределившие выбор схемы и конструкции привода:

большое развиваемое усилие на штоке (33,8 кН (32 000 кгс));

большая гидравлическая мощность (35 кВт);

высокая статическая точность позиционирования, обеспечивающая несоударение маршевых двигателей при их плотной компоновке на второй ступени;

большая инерционная нагрузка, приведенная к штоку (0,56 кН·с/см (57,9 кгс·с/см));

ограниченная жесткость мест крепления привода к двигателю и конструкции второй ступени;

необходимость фиксации двигателя в заданном СУ положении перед его выключением.

Приводы первой и второй ступени РН «Энергия» выполнены по единой принципиальной схеме, однако отличаются друг от друга по уровню развиваемой мощности, схеме фиксирующего устройства, а также динамическим характеристикам упругого контура, включающего в себя РП, двигатель, силовые элементы мест крепления.

Принципиальная схема РП с цифровым управлением второй ступени представлена на рис. 8.8.3.

Для выполнения требования необходимости большой развиваемой мощности привод сделан трехкаскадным. Первый и второй каскады образуют цифровой электрогидравлический привод, управляющий третьим каскадом. Первым каскадом усиления является ЦАП, рабочий шток которого через кинематическую передачу *1* связан с золотником *2* гидрораспределителя второго каскада, управляющего положением штока силового цилиндра *3* второго каскада. В свою очередь этот шток через кинематическую передачу *4* связан с золотником *5* гидрораспределителя *6* третьего каскада, который обеспечивает распределение рабочей жидкости в полости силового цилиндра *7* третьего каскада РП. Шток обратной связи ЦАП и шток силового цилиндра второго каскада связаны между собой механической обратной связью *8*. Золотник и шток силового цилиндра третьего каскада охвачены механической обратной связью *9*. В состав привода входят также блок динамической коррекции *10* и гидравлический замок *11*. Вход рабочей жидкости от источников гидропитания осуществляется через магистраль нагнетания, а выход — через магистраль слива.

Блок динамической коррекции *10* выполнен по схеме датчик–дроссель–шунтирующий золотник и предназначен для демпфирования низкочастотных колебаний (3... ...4 Гц) в упругом контуре привод–двигатель. Гидравлический замок служит для автоматической фиксации положения качающихся камер ракетного двигателя при спаде давления в магистрали нагнетания.

Приводы автоматики обеспечивают выполнение следующих задач при управлении ракетными двигателями:

установку регулирующих органов двигателя в исходное положение перед его запуском;

управление режимами тяги в полете;

плавное понижение тяги перед выключением двигателей;

регулирование соотношения компонентов при работающих двигателях.

Нетрадиционным требованием к ПА, применяемым на многокамерных двигателях разработки НПО «Энергомаш» РД 170, РД 171, РД 180, стало обеспечение высокой точности позиционирования выходного вала дросселя и регулятора. При этом уровень вибраций в районе установки приводов достигал (60... ...100)g. Задача была решена за счет использо-

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

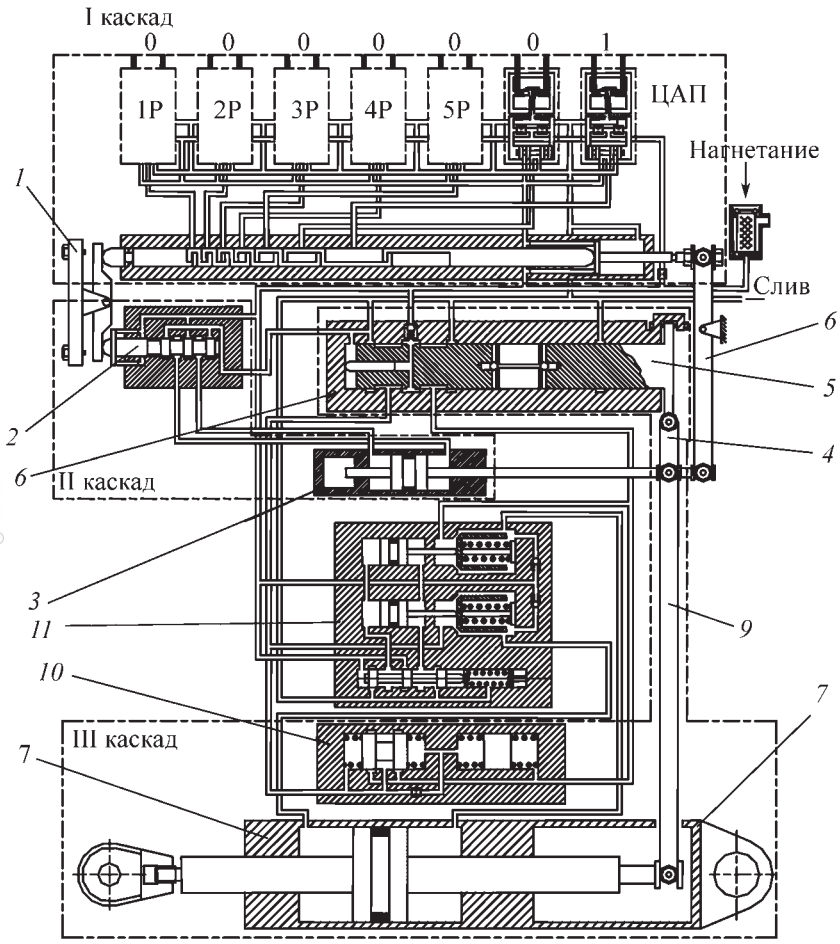


Рис. 8.8.3. Рулевой привод:

1 — кинематическая передача от ЦАП к золотнику второго каскада; *2* — золотник второго каскада; *3* — силовой цилиндр второго каскада; *4* — кинематическая передача от силового цилиндра второго каскада к золотнику третьего каскада; *5* — золотник третьего каскада; *6* — гидрораспределитель третьего каскада; *7* — силовой цилиндр РП; *8* — механическая обратная связь между ЦАП и вторым каскадом; *9* — механическая обратная связь третьего каскада; *10* — блок динамической коррекции; *11* — гидравлический замок

вания цифровых электрогидравлических приводов на базе ЦАП. Принципиальная электрогидравлическая схема цифрового ПА представлена на рис. 8.8.4.

Привод представляет собой двухкаскадный усилитель мощности входного сигнала, поступающий на обмотки ЦАП. Шток ЦАП напрямую связан с золотником *1* гидрораспределителя второго каскада усиления и находится при работе привода в поджатом состоянии благодаря действию сил гидравлической пружины, реализованной в виде плунжера внутри золотника, к которому подведено давление нагнетания. Магистрали гидрораспределителя подведены к силовому механизму *2*, состоящему из двух гидроцилиндров с поршнями, связанными через зубчатые рейки с выходным валом, благодаря чему исключен люфт в зубчатой передаче. Выходной вал привода соединен со вторым штоком ЦАП через кулачок обратной связи *3*, в результате привод замкнут по положению. Каждой из 127 возможных комбинаций с дискретностью 1,57° соответствует вполне определенное положение выходного

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

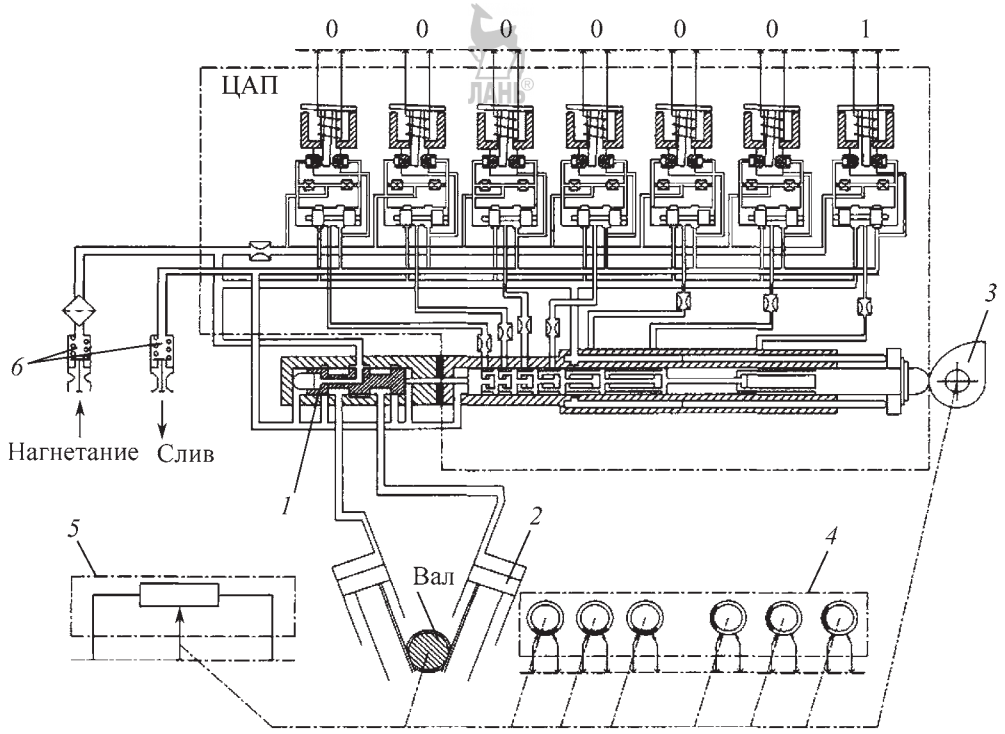


Рис. 8.8.4. Привод автоматики:
1 — золотниковый гидрораспределитель; *2* — силовой механизм; *3* — кулачок обратной связи; *4* — контактная группа положения вала; *5* — телеметрический потенциометр; *6* — клапанные гидроразъемы

вала, что свидетельствует о высокой точности регулирования по выходу. На валу привода установлены контактная группа *4* и телеметрический потенциометр *5*. Подключение ПА к магистралям нагнетания и слива СПА осуществляют с помощью клапанных гидроразъемов *6*.

Основные технические характеристики ПА:

Угол поворота выходного вала привода . . . . . От 0 до 200°
Точность отработки командного сигнала . . . . . 1 % от 200°
Рабочий момент на валу . . . . . 19,61 и 98,07 Н·м (2 и 10 кгс· м)
Скорость выходного вала соответственно при 19,61 и 98,07 Н·м . . . . . 200 и 150 °/С
Давление нагнетания рабочей жидкости . . . . . (5,39±0,29) МПа ((55±3) кгс/см^2)

В настоящее время цифровые РП и ПА продолжают успешно использовать на двигателях РД-180 в американской РН «Атлас-5». ПА применяют также на двигателях РД-170М в РН «Зенит» по программам «Морской старт» и «Наземный старт». В процессе эксплуатации все цифровые приводы показали высокую степень надежности.

Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника.
Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22 В двух книгах. Книга первая

СПРАВОЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Аджян Алексей Погосович,
Аким Эфраим Лазаревич,
Алифанов Олег Михайлович и др.

МАШИНОСТРОЕНИЕ. ЭНЦИКЛОПЕДИЯ
Том IV-22

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Книга 1

Редактор *И.М. Гончарова, Е.В. Макаренко*
Дизайнер *Н.А. Свиридова*
Корректоры *Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина*
Инженер по компьютерному макетированию *В.Г. Верхозин*

Сдано в набор 09.06.2011 г. Подписано в печать 11.05.2012 г.
Формат 70×100 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура NewtonC.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 75,4.
Уч.-изд. л. 91,54. Тираж 500 экз. Заказ .

ООО «Издательство Машиностроение»,
107076, Москва, Стромынский пер., 4.
www.mashin.ru

Отпечатано в ГУП ППП «Типография “Наука” РАН»,
121099, Москва, Шубинский пер., 6

ISBN 978-5-94275-589-8