

★ БУРАН ★

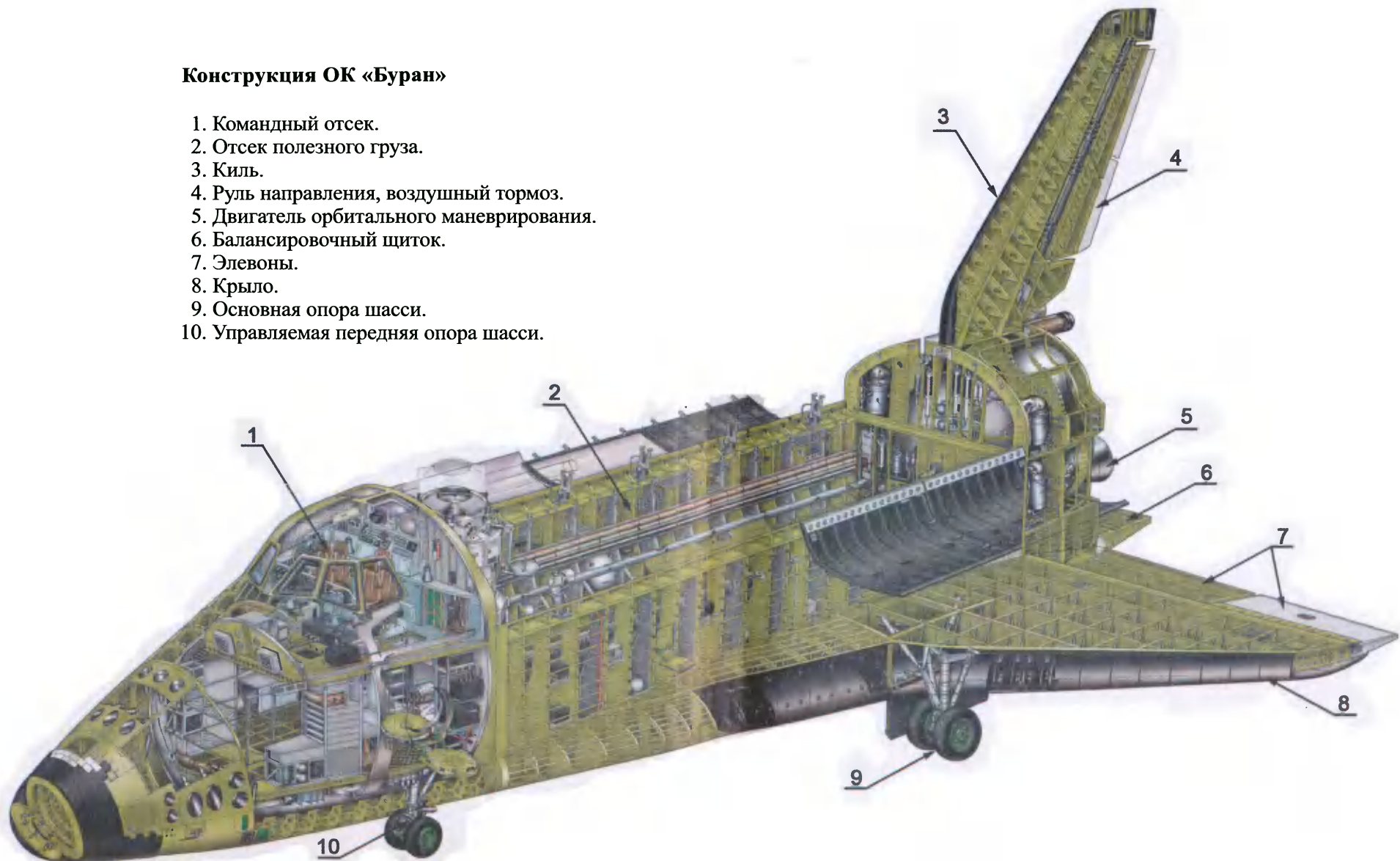
ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ОРБИТАЛЬНЫМ КОРАБЛЕМ
НА АТМОСФЕРНОМ
УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

МОСКВА

2013

Конструкция ОК «Буран»

1. Командный отсек.
2. Отсек полезного груза.
3. Киль.
4. Руль направления, воздушный тормоз.
5. Двигатель орбитального маневрирования.
6. Балансировочный щиток.
7. Элевоны.
8. Крыло.
9. Основная опора шасси.
10. Управляемая передняя опора шасси.



**ФЕДЕРАЛЬНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«МОСКОВСКОЕ ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «МАРС»**

« Б У Р А Н »

**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ОРБИТАЛЬНЫМ КОРАБЛЕМ
НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА**

Под редакцией доктора техн. наук, профессора А.С. Сырова

МОСКВА

2013

ББК 39.62

УДК 629.053

Б 91

Б 91 Авторы: Андреев В.П., Бонк Р.И., Бровкин А.Г., Дубинкин И.М., Кербер О.Б., Ковальский В.С., Кособоков В.Н., Орлова Е.Д., Павлов В.В., Поливанов Ю.А., Попов Б.Н., Руденко Т.Н., Сыров А.С., Тарасов В.И.

ISBN 978-5-9903829-3-0

«Буран». Основы проектирования интеллектуальной системы управления орбитальным кораблем на атмосферном участке полета / Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МОКБ «Марс», 2013. – 276 с.: ил.

В монографии изложены материалы по созданию специалистами МОКБ «Марс» программно-алгоритмического обеспечения системы управления движением и навигации орбитального корабля «Буран» на атмосферном участке полета.

ISBN 978-5-9903829-3-0

© ФГУП МОКБ «Марс», 2013

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	6
Введение. Технические характеристики орбитального корабля «Буран» и требования к системе управления движением и навигации на участке посадки	9
1. Концептуальные основы и этапы создания и отработки программно-алгоритмического обеспечения в МОКБ «Марс»	20
2. Информационно-навигационное обеспечение	35
2.1. Предварительная обработка информации радиотехнических систем посадки	39
2.2. Комплексная обработка навигационной информации	53
3. Траекторное управление. Основы методики проектирования системы траекторного управления предпосадочным маневром	65
3.1. Формирование базовых программных режимов	66
3.2. Формирование опорной траектории	92
3.3. Формирование контуров траекторного управления	98
3.4. Выбор способа задания требуемых условий для параметров движения центра масс ОК на высотах передачи управления с участка «Спуск» на участок «Посадка» и с участка «Предпоса- дочное маневрирование» на участок «Заход на посадку»	101
3.5. Управление по высоте и скорости ОК «Буран» на этапе предпосадочного маневра	105
4. Траекторное управление. Проектирование алгоритмов управления заходом на посадку и алгоритмов заключительного выравнивания орбитального корабля	112
4.1. Проектирование алгоритмов управления	112
4.2. Проектирование алгоритмов управления в вертикальной плоскости на участке захода на посадку	117
4.3. Проектирование алгоритмов управления воздушным тормозом на участке захода на посадку	124
4.4. Проектирование алгоритмов управления в горизонтальной плоскости на участках захода на посадку и второго выравнивания ..	127

4.5. Проектирование алгоритмов управления в вертикальной плоскости на участке второго выравнивания.	130
4.6. Результаты математического моделирования, стендовых и летных испытаний ОК на этапе захода на посадку	134
5. Траекторное управление. Пробег по взлетно-посадочной полосе	144
6. Система устойчивости и управляемости орбитального корабля «Буран»	154
6.1. Назначение и особенности системы устойчивости и управляемости	154
6.2. Исходные данные для разработки системы устойчивости и управляемости	156
6.3. Формирование структуры системы устойчивости и управляемости	157
6.4. Результаты исследований системы устойчивости и управляемости на соответствие требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости	189
7. Технология отработки и сертификации программно-алгоритмического обеспечения системы управления движением и навигации на этапе посадки.	190
7.1. Категории критичности функций и уровни программного обеспечения	190
7.2. Объем проверок программного обеспечения системы управления движением и навигации на посадке	191
7.3. Средство испытаний, основная техническая документация, порядок испытаний.	195
7.4. Заключение о готовности системы управления движением и навигации на участке посадки к проведению летных конструкторских испытаний ОК «Буран»	196
8. Средства отработки программно-алгоритмического обеспечения системы управления ОК «Буран»	197
8.1. Стенд математического моделирования	197

8.2. Имитационное программное обеспечение	201
8.3. Уравнения движения объекта	215
8.4. Программный комплекс «Статистика»	227
8.5. Стенд полунатурного моделирования – цифровой комплекс отработки «Аксон»	230
9. Методология подтверждения выполнения требований технического задания по вероятности успешной посадки по критерию точности	237
9.1. Постановка задачи	237
9.2. Оценка соответствия характеристик управления заданному уровню безопасности методом статистического моделирования ...	238
9.3. Обоснование достоверности математической модели режима автоматической посадки по экспериментальным данным	241
9.4. Обоснование объема летных испытаний	244
9.5. Выводы	247
10. Экспериментальная отработка системы управления движением и навигации на участке посадки	248
10.1. Оработка программно-алгоритмического обеспечения на стендах головных предприятий	248
10.2. Проведение летных испытаний по отработке системы управления движением и навигации на участке посадки	250
11. Результаты работы системы управления движением и навигации на участке посадки 15.11.1988 г.	254
Заключение	267
Перечень основных сокращений	269
Библиографический список	274

ПРЕДИСЛОВИЕ

Сегодня, в двадцать первом веке, кажется, что пора монографий и учебных пособий по космонавтике осталась в прошлом, во времена расцвета ракетно-космической отрасли. Венцом того времени было создание и успешное испытание многоразовой космической системы «Энергия – Буран».

15 ноября 1988 года многоразовый космический корабль «Буран» стартовал в морозное утреннее небо Байконура и через 209 минут, совершив два витка вокруг Земли, приземлился в автоматическом режиме на посадочной полосе космодрома Байконур.

Прошедшие с того замечательного дня 25 лет позволяют осмыслить грандиозную работу, сделанную предприятиями и организациями отечественной промышленности (практически всех ее отраслей) при создании многоразовой транспортной космической системы (МТКС) «Энергия – Буран». Ее создание даже спустя четверть века является самой масштабной космической программой в истории отечественной космонавтики. Кооперация исполнителей насчитывала более 1200 предприятий и организаций почти 70 министерств и ведомств СССР, были задействованы крупные научные и производственные центры страны.

Многоразовый космический корабль «Буран» – это принципиально новый космический аппарат, объединивший в себе весь накопленный ранее опыт ракетно-космической и авиационной техники.

При создании МТКС «Энергия – Буран» по инициативе генеральных конструкторов Г.Е. Лозино-Лозинского и Ю.П. Семенова впервые для ракетно-космических комплексов в полном объеме классически решена задача наземной экспериментальной отработки составных частей системы. Разработанная комплексная программа наземной экспериментальной отработки ОК «Буран» охватывала весь объем работ, начиная от узлов и приборов и кончая ОК в целом. Было создано около 100 экспериментальных установок, 7 комплексных моделирующих стендов, 5 летающих лабораторий и 6 полноразмерных

макетов орбитальных кораблей. Был создан самолет-аналог «Бурана» (БТС-002) для горизонтальных летных испытаний со штатными бортовыми системами, работающими при посадке корабля.

ОК «Буран» выполнил свою миссию – сам факт его существования, а главное, единственный уникальный беспилотный космический полет убедили весь мир и, в первую очередь, наших соперников в том, что нам по плечу решение таких гигантских задач. В этом смысле все потраченные на программу средства не пропали даром: гонка вооружений не распространилась в космос, который стал ареной международного сотрудничества. Запуск «Бурана» и особенно автоматическая посадка ОК стали одним из факторов, повлиявших на процесс ограничения стратегических вооружений и сокращения наступательных вооружений.

Одним из главных отличий ОК «Буран» от американского ОК «Спейс Шаттл» является полностью автоматическая посадка орбитального корабля.

Работа по созданию системы управления движением и навигации на участке аэродинамического спуска и посадки была поручена Московскому институту электромеханики и автоматики. Сознывая всю сложность предстоящей работы, руководство института приняло решение об организации специального отделения, сосредоточив в нем наиболее квалифицированных специалистов. В 1983 году отделение было переведено в Московское опытно-конструкторское бюро «Марс», а руководитель отделения А.С. Сыров стал его начальником и главным конструктором.

В этой книге подробно показано, как впервые в мире разрабатывалась интеллектуальная система управления ОК «Буран» на атмосферном участке полета (СУДН(П)), с какими трудностями пришлось столкнуться коллективу разработчиков.

В книге рассмотрены:

– концептуальные основы и этапы создания и отработки программно-алгоритмического обеспечения СУДН(П) в МОКБ «Марс»;

- информационно-навигационное обеспечение;
- траекторное управление;
- система устойчивости и управляемости;
- технология отработки и сертификации программно-алгоритмического обеспечения системы управления и навигации на этапе посадки;
- средства отработки программно-алгоритмического обеспечения СУДН(П);
- методология подтверждения требований ТЗ по вероятности успешной посадки;
- комплексная отработка СУДН(П) на стендах головных предприятий.

Коллектив разработчиков МОКБ «Марс» с честью выполнил поставленные перед ним задачи, обеспечив 15.11.1988 года в составе натурных испытаний ОК «Буран» автоматическое управление движением на участке посадки с высоты 20 км до останова на взлетно-посадочной полосе космодрома Байконур.

Мне кажется, что эта книга будет востребована теми, кто смело смотрит в будущее, кто не боится самых сложных и совершенно новых задач. Еще мне хочется, чтобы эта книга заставила специалистов управления и навигации воздушных судов обратиться к опыту автоматической посадки ОК «Буран».

А.С. Башилов.

Генеральный директор НПО «Молния» (1993–2006 гг.),
генеральный директор ОАО «Тушинский
машиностроительный завод» (2003–2010 гг.),
лауреат премии Совета Министров СССР,
академик-секретарь секции «Авиакосмическая»
Российской инженерной академии,
академик Российской академии космонавтики
имени К.Э. Циолковского,
кандидат технических наук.

ВВЕДЕНИЕ

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН» И ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ НА УЧАСТКЕ ПОСАДКИ

Орбитальный корабль «Буран» – летательный аппарат, предназначенный для проведения операций по доставке груза в космос массой до 30 т и возвращения груза на Землю. При этом он выполняет маневры по сходу с орбиты и планирующего спуска до посадки на ВВП. Диапазон скоростей при выполнении целевой задачи орбитальным кораблем «Буран» лежит в интервале чисел Маха $0,2 < M < 27$. Самолетная схема орбитального корабля обеспечивает полет в вышеуказанных диапазонах скоростей.

Конструкция орбитального корабля изображена на форзаце 1.

В носовой отсек помещена герметичная цельносварная кабина экипажа для проведения работ на орбите и размещения аппаратуры, необходимой для обеспечения автономного полета на орбите, спуска и посадки. Средняя часть орбитального корабля состоит из грузового отсека для доставки грузов на орбиту и возвращения их на Землю. В хвостовой части находится объединенная двигательная установка для маневрирования ОК на орбите и выполнения тормозного импульса. Орбитальный корабль имеет треугольное крыло с двойной стреловидностью.

Органы аэродинамического управления по тангажу, крену и рысканью обычны для схемы «бесхвостка» – это двухсекционные элевоны на консолях крыла и руль направления на киле. На обрезе кормовой части фюзеляжа расположен балансирующий щиток, который в исходном положении представляет собой продолжение нижней поверхности фюзеляжа. Он предназначен для корректировки балансирующего положения элевонов и их разгрузки при изменении центровки в пределах эксплуатационного диапазона. Руль направления выполнен расщепляющимся на две створки и при раскрытии работает как воздушный тормоз, что при бездвигательном планировании

дает возможность управления траекторией и скоростью полета путем изменения аэродинамического сопротивления и тем самым аэродинамического качества. Вследствие верхнего расположения воздушный тормоз при раскрытии создает моменты на кабрирование. Парирование их с помощью элевонов приводит к созданию дополнительной подъемной силы на режимах посадки, что исключает характерные для самолетов схемы «бесхвостка» потери на балансировку.

Характеристики	Значение
Максимальная стартовая масса (в первом полете), т	105 (79,4)
в т.ч.: запас окислителя (кислород), т	10,4
запас горючего (циклин), т	4,1
Масса полезного груза, выводимого в ОК на орбиту $H=200$ км:	
с наклонением $i=50,7^\circ$, т	30
с наклонением $i=97^\circ$, т	16
Посадочная масса ОК:	
номинальная, т	82
максимальная, т	87
Масса полезного груза, возвращаемого с орбиты в ОК:	
максимальная, т	20
Продолжительность полета:	
номинальная, сутки	7
максимальная (с дополнительными баками), сутки	30
Диапазон возможных наклонений орбит, град	50,7...110
Высота орбиты:	
рабочая круговая, км	250 ... 500
Перегрузки, g:	
при выведении на орбиту (максимальная)	2,95
при спуске в атмосферу (по номинальной траектории) на гиперзвуковых скоростях	1,6

Характеристики	Значение
Аэродинамическое качество:	
на гиперзвуковых скоростях	1,5
при посадке	5,9
Максимальная величина бокового маневра при спуске, км	1700
Посадочная скорость:	
средняя (при посадочной массе 82 т), км/ч	312
максимальная, км/ч	360
в первом полете, км/ч	263
Геометрические характеристики:	
общая длина, м	36,37
размах крыла, м	23,92
площадь крыла, м ²	250
диапазон отклонения руля направления, град	± 23
диапазон отклонения воздушного тормоза, град	$0 \div 90$
диапазон отклонения элевонов, град	$-37 \div +22$
диапазон отклонения балансировочного щитка, град	$-12 \div +20$
длина отсека полезного груза, м	18,55
диаметр отсека полезного груза, м	4,70
Кратность использования (ресурс), полетов	100
Минимальное время подготовки к повторному пуску, сутки	20

Основные тактико-технические характеристики ОК «Буран»

Постановка задачи создания программно-алгоритмического обеспечения системы автоматического управления посадкой

Задача входа в атмосферу после схода с орбиты и затем снижения и посадки ОК на заданный аэродром является, без преувеличения, одной из сложнейших комплексных задач современной науки и техники.

С позиции теории управления сложность данной задачи определяется сложностью всех составляющих процесса управления: объекта управления, внешних условий, особенностей получения информации, разнообразием ограничений и требований. Среди основных особенностей рассматриваемого процесса управления следует отметить:

- узкий «коридор входа» в атмосферу, порождаемый, с одной стороны, допустимым нагревом конструкции и, с другой, недопущением «отскока» от верхних слоев атмосферы;
- отсутствие возможности получения радиоизмерительной информации в определенной зоне после входа в атмосферу;
- малую эффективность применения «самолетных» рулевых поверхностей при прохождении разряженных слоев атмосферы и прочностные ограничения на валы рулевых приводов в плотных слоях атмосферы;
- высокую степень неопределенности действующих атмосферных возмущений, степень воздействия которых сравнима с располагаемым ресурсом управления;
- невозможность получения информации о воздушно-скоростных параметрах движения в атмосфере на высотах больше 40 км;
- высокую степень изменчивости в процессе спуска аэродинамических силовых и моментных характеристик и особенно наличие области перебалансировки ОК в трансзвуковой зоне, что создает серьезные проблемы с обеспечением устойчивости и управляемости;
- необходимость перехода на более точные радиоизмерительные средства в окрестности взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- отсутствие двигательных установок (минимизация стартового веса) для управления движением центра масс (ЦМ) на атмосферном участке и, как следствие, невозможность повторного захода на посадку.

В первых пусках управление ОК «Буран» должно было осуществляться в полностью автоматическом режиме, а в дальнейшем предполагались пилотируемые полеты с возможностью различной степени участия человека в управлении – от контроля автоматической системы до осуществления ручного управления.

Решение столь сложных задач было возможно только при использовании метода декомпозиции исходной задачи на более простые, но взаимоувязанные, так что решение каждой из них обеспечивает решение задачи в целом. Правильно осуществленная декомпозиция позволяет снизить размерность решаемых частных задач, уменьшить количество учитываемых ограничений, сформировать систему частных критериев качества управления.

Участки «Спуск» и «Посадка»

Решениями соответствующих государственных органов задача спуска и посадки ОК «Буран» в атмосфере организационно и технически была разделена на 2 участка: «Спуск» (С) и «Посадка» (П).

Определение параметров начальной точки участка «Посадка» ($H=20$ км) и ключевой точки ($H=4$ км) было связано с обеспечением устойчивой работы радиотехнических средств: радиодальномерной системы (РДС) и радиомаячной системы (РМС) и утверждено решением ВПК СМ СССР от 18.12.1976 г.

Участок «Спуск» в целом может быть охарактеризован как участок, на котором решаемые системой управления задачи близки задачам, решаемым при управлении спускаемыми аппаратами – капсулами без аэродинамических управляющих поверхностей с малым аэродинамическим качеством ($\approx 0,5$), управление ориентацией которых вокруг ЦМ осуществляется газодинамическими органами управления. Управление ОК по номинальной траектории спуска по дальности и боковому отклонению осуществлялось только после прохождения «коридора входа» с учетом температурных ограничений и прежде всего за счет вариации знака крена. По мере спуска, гашения скорости, роста плотности атмосферы, увеличения располагаемого аэродинамического качества и повышения эффективности рулевых поверхностей появляются условия для перехода к управлению по «самолетной» схеме.

Такому переходу предшествует завершающий этап участка «Спуск» – обеспечение согласованной области передачи управления на участок «Посадка» на высоте $H=20 \pm 0,5$ км при скорости

$V_0 = 520 \pm 60$ м/с, траекторном угле $\Theta_0 = -10 \pm 7,5^\circ$, расстоянии до цилиндра рассеивания энергии $L_{\text{ЦРЭ}} = 32 \pm 13$ км, курсовом угле $\Delta\psi_0 = \pm 15^\circ$. При этом дальность $L_{\text{ЦРЭ}}$ отсчитывается по касательной к используемому в горизонтальной плоскости цилиндру рассеивания энергии (ЦРЭ) радиусом 25 км. Центр ЦРЭ располагается на продолжении оси ВПП на расстоянии 24 км от ее центра в положительном или отрицательном направлении в зависимости от направления ветра, чтобы посадка осуществлялась против ветра. Информация о направлении захода на посадку закладывается в бортовую цифровую вычислительную машину до старта и может быть уточнена по командной радиолинии в полете. Угловое отклонение $\Delta\psi_0$ отсчитывается от той же касательной. Таким образом, заданная на оси ВПП терминальная область посадки трансформирована для участка «Спуск» в кольцо (см. рис. В.1).

Задачей участка «Посадка» в целом является приведение орбитального корабля из указанной достаточно широкой согласованной начальной области к оси ВПП в ключевую точку ($x_k = 14458,5$ м, $z_k = 0 \pm 500$ м; $\Delta\psi_0 \pm 15^\circ$; $H_k = 4000 \pm 500$ м) с углом наклона траектории $\Theta_k = -19 \pm 6^\circ$ и скоростью $V_k = 170,5 \pm 22,5$ м/с, с последующим заходом на посадку с использованием трехглыссадной схемы, выравниванием, касанием поверхности ВПП, пробегом и остановом.

На участке «Посадка» все задачи управления были решены посредством отклонения аэродинамических рулевых поверхностей. Исключением являлся некоторый начальный интервал, на котором для улучшения устойчивости и управляемости в путевом канале целесообразным в дальнейшем могло оказаться использование газодинамических органов управления.

В то же время особенности аэродинамической формы ОК, являющейся неизбежным компромиссом между разнообразными, порой противоречивыми требованиями к конструкции вследствие необычайно широкого диапазона условий и требований эксплуатации, порождают серьезные проблемы с обеспечением устойчивости и управляемости при прохождении трансзвуковой зоны (приблизительно в интервале

$0,9 < M < 1,1$), требующие принятия специальных алгоритмических мер, включая значительное ограничение маневра.

Увеличение в целом на участке «Посадка» максимального располагаемого аэродинамического качества от 1,8 до 5,9 обеспечивает значительные возможности «самолетного» управления дальностью – изменением угла атаки, создавая тем самым предпосылки обеспечения высокой точности приведения в район ВПП и собственно посадки.

Однако недостаточно высокое, по сравнению с атмосферными летательными аппаратами, аэродинамическое качество ОК, высокая возможная интенсивность атмосферных возмущений, прежде всего при прохождении тропосферы (≈ 11 км), существенная нелинейность аэро-

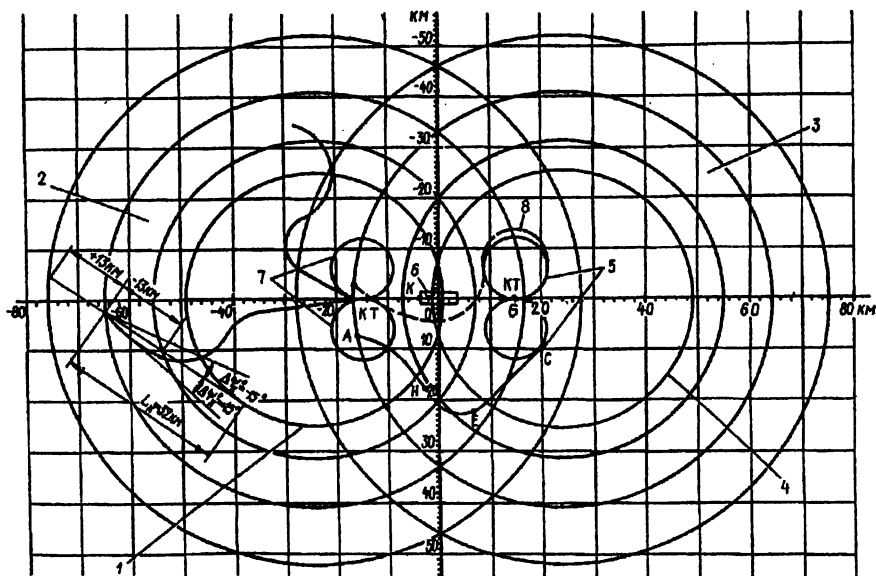


Рис. В.1. Схема предпосадочного маневрирования:

1 – западный ЦРЭ; 2 – штатная область приведения на высоту $H = 20$ км при нацеливании на западный ЦРЭ; 3 – то же на восточный ЦРЭ; 4 – восточный ЦРЭ; 5 – восточный ЦВК; 6 – взлетно-посадочная полоса; 7 – западный ЦВК; 8 – траектория полета ОК; АН – спираль отворота; НЕ – спираль доворота; ЕС – касательная к ЦВК; CG – дуга окружности ЦВК; GK – финишная прямая; КТ – ключевая точка

Таблица В.1

	для ОК «Буран»	для гражданских самолетов (согласно CSAWO ICAO)
боковой ветер	$Wz = \pm 15 \text{ м/с}$	$Wz = \pm 8 \text{ м/с}$
попутный ветер	$Wx = -5 \text{ м/с}$	$Wx = -5 \text{ м/с}$
встречный ветер	$Wx = +20 \text{ м/с}$	$Wx = +12,8 \text{ м/с}$

динамических характеристик (АДХ) по режимам полета и, прежде всего, необходимость бездвигательной посадки и, как следствие, невозможность ухода на второй круг делали неэффективным и недопустимым использование традиционных схем самолетовождения и посадки.

Исходные положения для формирования системы управления движением и навигации на участке аэродинамического спуска и посадки

Приведем основные положения, определившие своеобразие решения задачи создания системы управления ОК «Буран»:

- малое аэродинамическое качество бездвигательного орбитального корабля, осуществляющего нестационарное планирование с энергичным маневрированием для рассеивания энергии;
- существенные разбросы по инерционно-массовым и аэродинамическим характеристикам при спуске ОК на Землю;
- интенсивные ветровые возмущения (высота метеовышки $H = 10 \text{ м}$) в районе взлетно-посадочной полосы, см. табл. В. 1;
- высокие требования к надежности программно-алгоритмического обеспечения (ПАО), определяемые заданной вероятностью успешной посадки (0,9995), невозможностью вмешательства экипажа и наземного комплекса управления (НКУ), быстротечностью процесса управляемого движения «Бурана», отсутствием резервного программно-математического обеспечения (ПМО);
- необходимость применения в силу особенностей траектории спуска ОК нетрадиционных радиотехнических средств;
- значительная степень неопределенности условий работы и погрешности системы воздушно-скоростных параметров (СВСП) в трансзвуковой зоне полета.

Основные требования к системе управления движением и навигации на участке аэродинамического спуска и посадки

Были определены три основных положения специфики решения задачи проектирования программно-алгоритмического обеспечения системы управления движением и навигации орбитального корабля «Буран» на участке посадки:

1) полная автономность системы управления в решении задачи управления посадкой в силу невозможности изменения извне стратегии управления;

2) необходимость учета значительных неопределенностей аэродинамических характеристик ОК и информационных средств из-за недостаточности объема предварительных летных испытаний как по их количеству, так и по возможной области полета;

3) максимальная надежность ПМО.

Основными задачами при разработке ПАО (СУДН(П)), обеспечивающими управление орбитальным кораблем с высоты $H=20$ км до останова на ВПП с заданной вероятностью успешной посадки и с учетом специфики бездвигательной посадки, вариаций аэродинамических характеристик (АДХ) и инерционно-массовых характеристик (ИМХ) в широком диапазоне внешних возмущений, ошибок навигационной информации, неопределенности воздушно-скоростных параметров в транзвуковой зоне полета, являлись:

1. Создание методологических основ проектирования и экспериментальной отработки цифровой системы управления ОК «Буран» для атмосферного участка полета.

2. Создание инструментальных программно-аппаратных средств для проектирования и отработки программно-алгоритмического обеспечения, включая:

- СММ – стенд математического моделирования;
- программный комплекс «Статистика» – математический стенд статистических испытаний;
- ЦКО «Аксон» – цифровой комплекс полунатурного моделирования.

Стенд математического моделирования предназначался для:

- отработки информационных, управляющих связей программных модулей и их алгоритмического взаимодействия в составе бортовой системы управления посадкой;
- оценки работоспособности системы управления при детерминированных испытаниях со специально подобранными сочетаниями возмущений ограниченного объема.

Программный комплекс «Статистика» предназначался для статистических испытаний большого количества вариантов захода на посадку со случайным сочетанием начальных условий, действующих ветровых возмущений, разбросов параметров атмосферы, разбросов аэродинамических и инерционно-массовых характеристик орбитального корабля, погрешностей информационных систем.

ЦКО «Аксон» предназначался для:

- испытаний бортового ПО СУДН(П) в реальном масштабе времени, загруженного в бортовой цифровой вычислитель БИ-4;
- проверки динамических и точностных характеристик движения ОК при испытаниях с реальными бортовыми программами.

Отработка системы управления ОК в «замкнутом» контуре во всех перечисленных средствах обеспечивалась математическими моделями движения, моделями информационных и исполнительных систем, реализованными в имитационном программном обеспечении (ИПО) стендов.

Подробное описание ИПО стендов СММ, ПК «Статистика», ЦКО «Аксон» приведено в разделе 8.

3. Разработка методов сертификации ПАО СУДН(П) орбитального корабля на участке посадки.

Для обеспечения заданной динамики полета с высоты $H \leq 20$ км до останова на ВПП и обеспечения успешной посадки с заданной вероятностью (0,9995) были выбраны следующие резервированные информационные средства, дающие возможность разработать алгоритмы траекторного управления и стабилизации вокруг центра масс орбитального корабля:

- инерциальная навигационная система с 3-кратным резервированием гиросtabilизированных платформ (ГСП);
- радиодальномерная система – 4 бортовых канала приемно-передающих устройств, 8 наземных радиомаяков;
- радиомаячная система по курсу и глиссаде – 3 бортовых канала приемных устройств, 4 наземных радиомаяка;
- радиовысотомер больших высот – 2 канала приемно-передающих устройств;
- радиовысотомер малых высот – 3 канала приемно-передающих устройств;
- система воздушно-скоростных параметров – 2 канала измерения воздушных давлений;
- датчики угловых скоростей – 3 измерительных канала;
- датчики линейных ускорений – 3 измерительных канала.

В 4-кратно резервированной бортовой цифровой вычислительной машине БИ-4 осуществлялась первичная и комплексная обработка навигационных сигналов, формирование алгоритмов системы траекторного управления и алгоритмов системы устойчивости и управляемости, формирование управляющих сигналов на блоки управления и контроля: руля направления, элевона, воздушного тормоза, балансирующего щитка, передней стойки, тормозной системы и выдача функциональных признаков для системы выпуска шасси, передней стойки и парашютно-тормозной системы. В бортовой вычислительной машине формировался массив телеметрической информации и массив для индикации параметров системы воздушно-скоростных параметров. С помощью наземного автоматизированного испытательного комплекса (АИК) в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ БИ-4) реализовывались циклограммы: проверочных включений, комплексных испытаний, предстартовых проверок и орбитального контроля системы управления движением и навигации на участке «Посадка» СУДН(П).

1. КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ И ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ И ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В МОКБ «МАРС»

В результате рассмотрения и анализа факторов, характеризующих основные особенности решаемой задачи, была определена структура программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) СУДН(П).

По составу и функциям ПАО включает три группы алгоритмов:

- 1) алгоритмы навигации (предварительной и комплексной обработки информации – ПКОИ);
- 2) алгоритмы обеспечения устойчивости и управляемости (СУУ);
- 3) алгоритмы траекторного управления (СТУ) на участках предпосадочного маневрирования (ПМ), захода на посадку (ЗП), выравнивания и послепосадочного пробега.

Неординарность задачи создания высоконадежного ПАО системы управления автоматической посадкой беспилотного летательного аппарата привела к необходимости трехуровневого иерархического построения алгоритмов как собственно управления, так и навигации.

Алгоритмы верхнего системного уровня (ВСУ) предназначены для текущего контроля вектора состояния объекта и системы управления и формирования стратегии информационного обеспечения и управления. Как правило, в системах управления самолетов подобные функции возлагаются на экипаж и наземные службы.

Алгоритмы среднего функционального уровня (СФУ). Назначение этой алгоритмической группы – формирование заданной траектории движения и вычисление управляющих сигналов для отслеживания этой траектории (в части навигации – формирование достоверного вектора корректирующих радиоизмерений).

Назначение *алгоритмов нижнего, динамического уровня (НДУ)* – обеспечение заданных динамических и статических характеристик нестационарного нелинейного объекта управления, необходимой точности информационных параметров.

Совместно алгоритмические группы ВСУ, СФУ и НДУ обеспечивают заданную точность управления и устойчивость движения при выдерживании заданных эксплуатационных ограничений. Алгоритмическая группа ВСУ составляет основное отличие ПАО СУДН(П) от ПАО систем управления других типов летательных аппаратов и представляет по своей сути элемент интеллектуализации СУ.

Проанализируем, каким образом были реализованы данные алгоритмические группы в ПАО СУДН(П) по режимам полета ОК «Буран» в рамках иерархического подхода применительно к ПАО управления движением.

К алгоритмам верхнего системного уровня на этапе предпосадочного маневрирования относятся алгоритмы короткого прогноза, которые оценивают энергетические запасы системы при движении по кратчайшему расстоянию до ключевой точки и в случае нарушения энергетического баланса изменяют стратегию управления, обеспечивая полет ОК по кратчайшему расстоянию.

На участке захода на посадку (ЗП) в качестве прообраза решения задачи СФУ взят известный в авиации случай посадки самолета с отказавшими двигателями и сформирована 3-сегментная глиссада. Изменению подвергается только наклон начальной крутой глиссады (от -17° до -23°) в зависимости от посадочной массы ОК.

Алгоритмические группы ВСУ при наличии значительных рассогласований по скорости или высоте полета, исключающих полет по программной траектории, изменяют стратегию управления, формируя предельно допустимые режимы, определяемые допустимыми значениями скоростного напора или угла атаки, и обеспечивая полет с максимальной или минимальной приборной скоростью.

На этапе заключительного выравнивания с высоты $H=20$ м, где осуществляется движение по гибкой экспоненциальной траектории, зависящей от начальных условий в момент начала режима выравнивания, алгоритмы ВСУ в зависимости от действия горизонтальных ветровых порывов сокращают или удлиняют сформированную траекторию, уменьшая разбросы точки касания.

На заключительном этапе посадки ОК – пробеге, где необходимо связать в единое целое работу бортовых систем и алгоритмов, алгоритмы ВСУ в случае отскока ОК от взлетно-посадочной полосы (ВПП) переводят ОК в режим стабилизации угла тангажа, обеспечивая выдерживание ограничения по вертикальным нагрузкам на шасси. В горизонтальной плоскости алгоритмы ВСУ обеспечивают включение специального способа управления – дифференциального торможения, необходимого для устранения отклонений от оси ВПП.

Алгоритмическая группа системы устойчивости и управляемости (СУУ) относится в целом к уровню НДУ. Она присуща всем системам управления и функционирует на всех этапах аэродинамического спуска и посадки, обеспечивая необходимую динамику отработки управляющих сигналов траекторного управления. Однако сам объект и специфика управления им потребовали особых подходов при разработке СУУ в части:

- исключения перестроек коэффициентов передач и фильтров в зоне наибольших неопределенностей характеристик объекта и ошибок бортовых измерений;
- минимизации коэффициентов передачи от датчиков первичной информации для исключения возможности возникновения парциальных колебаний в цифровой системе;
- обеспечения адаптации системы управления по режимам полета в основном по разомкнутому принципу, что существенно упрощает алгоритмы и отработку ПМО.

Результатом изложенного подхода явился синтез контуров СУУ с решением ряда задач, не имеющих прецедента в самолетной практике:

- обеспечение заданной управляемости при неопределенности аэродинамических характеристик, достигающей в отдельных случаях 100% и более;
- осуществление автоматической балансировки изделия в условиях значительной аэродинамической асимметрии и принципиальной нестационарности режима полета;

- обеспечение стабильных реакций объекта по каждому из каналов управления при существенной исходной взаимосвязи каналов друг с другом;
- обеспечение устойчивости упругого объекта в отсутствие полной определенности параметров динамической схемы;
- обеспечение эффективного управления на основе применения принципа приоритета в условиях приобретенного дефицита располагаемой мощности исполнительных приводов.

Аналогичный иерархический подход был использован и при разработке алгоритмов навигации (предварительной и комплексной обработки информации – ПКОИ), однако физическое наполнение уровней иерархии в данном случае, естественно, иное.

Для ПКОИ группа ВСУ имеет решающее значение, осуществляя необходимую реконфигурацию при изменении состава корректирующих средств как в штатном режиме, так и в отказных ситуациях. В подсистеме ПКОИ предусмотрен также 3-уровневый контроль параметров.

Первый уровень обеспечивается аппаратным контролем используемых информационных средств посадки.

Второй уровень контроля основан на сравнении идентичных информационных граней многоканальных информационных средств.

Высший уровень, основанный на сравнении и анализе измеренных и прогнозируемых или комплексно-обработанных параметров, контролирует информацию, используемую для коррекции инерциальной навигационной системы (ИНС).

Подобные принципы построения контроля, обеспечивающие качество и надежность информации, требуют включения радиотехнических средств посадки с существенным взаимным перекрытием диапазонов их работы.

Так, например, в вертикальном канале информация о высоте может быть сформирована по данным:

- радиодальномерной системы (РДС) от 40 км до 2 км;

- радиомаячной системы (РМС) от 7 км до 0 км;
- радиовысотомера больших высот (РВБ) от 20 км до 0,5 км;
- радиовысотомера малых высот (РВМ) от 1 км до 0 км.

Алгоритмическая группа среднего функционального уровня подсистемы ПКОИ формирует вектор коррекции ИНС с использованием достоверных данных радиотехнических средств коррекции.

Уровню НДУ в подсистеме ПКОИ соответствуют алгоритмы оценки и компенсации погрешностей ИНС, которые обеспечивают требуемую для управления точность навигационной информации.

Отдельно следует отметить алгоритмы системной логики (СЛ) СУДН(П), относящиеся целиком к уровню ВСУ, реализующие переключение участков управления по ходу полета (ПМ – ЗП – выравнивание – пробег) и формирующие признаки интегральной исправности – поканально и для СУ в целом, которые в пилотируемом варианте определяют выбор режима управления (автомат – ручной).

Еще один принцип, положенный в основу проектирования алгоритмов, – это принцип гарантированности характеристик управления (сознательное ужесточение требований). Так, например, алгоритмам СТУ предпосадочного маневрирования были предъявлены требования по приведению ОК в ключевую точку на высоте 4 км с допусками по высоте и боковому отклонению ± 500 м, хотя алгоритмы СТУ ЗП выдерживают начальные отклонения до ± 1 км.

Использование предложенных концепций разработки алгоритмов СУДН(П) ОК «Буран» заложило основы рациональной декомпозиции бортового ПО, его структурного построения, обеспечивающего максимальную автономность программных подсистем при их создании, моделировании и тестировании, а в сочетании с эффективной технологией отработки ПО позволило сформировать надежную альтернативу резервному программно-математическому обеспечению (наличие резервного ПМО – одно из фундаментальных положений разработки СУ космического корабля «Спейс Шаттл»).

При создании сложных цифровых систем управления полетом одной из важнейших задач, определяющей эффективность и надежность комплекса в целом, является задача создания высоконадежного бортового ПО. Решение этой задачи начинается с разработки архитектуры ПО.

На основе анализа исходных данных, характеристик информационных средств и предварительной структуры алгоритмов была разработана укрупненная функциональная структура ПО СУДН(П), определяющая:

- иерархию управления системой, то есть описание последовательности работы компонент ПО, подключение отдельных подсистем;
- структуру и содержание потока данных;
- иерархию подчинения задач;
- структуру памяти системы;
- необходимые вычислительные ресурсы.

На основе анализа исходных данных, характеристик информационных средств и предварительной структуры алгоритмов была разработана блок-схема ПО СУДН(П) (рис. 1.1), которая отражает:

- иерархию управления системой, т.е. последовательность работы компонент ПО, вызовы в работу отдельных подсистем;
- структуру и содержание потока данных;
- иерархию подчинения задач;
- структуру памяти СУДН(П);
- необходимые вычислительные ресурсы.

Принимая во внимание критерии функциональной завершенности и этапности внедрения, необходимые вычислительные ресурсы, возможность автономной отработки отдельных подсистем и минимизацию информационных потоков между подсистемами было произведено разбиение ПО на законченные функциональные подсистемы – блоки программ и данных (БПД).

БПД предварительной и комплексной обработки информации (ПКОИ) формирует информацию, необходимую для решения задач управления и индикации.

БПД системы устойчивости и управляемости (СУУ) обеспечивает заданные характеристики устойчивости и управляемости.

БПД системы траекторного управления (СТУ) обеспечивает управление режимами работы СУДН(П) (автоматический, ручной), а также управление траекторным движением ОК на этапах предпосадочного маневрирования, захода на посадку, выравнивания и пробег по ВПП до останова.

БПД организованы по общему принципу и состоят из сегментов команд, переменных и данных. Объединение БПД в систему ПО СУДН(П) осуществляется через область информационного взаимодействия (буфер). Через эту же область происходит связь с программами, не входящими в состав ПО СУДН(П).

Общий диспетчер ПО СУ совместно с операционной системой БЦВМ реализует режимы управления РУ-704 ($H=100 \text{ км} \div 20 \text{ км}$) и РУ-705 ($H=20 \text{ км}$ до останова на ВПП).

Ресурсы БЦВМ, используемые в режиме РУ-705: память – 14 Кбайт, время в цикле – 8,2 мс.

Блок-схема программно-алгоритмического обеспечения системы управления и навигации ОК «Буран» на участке посадки (СУДН(П)) во взаимосвязи с датчиками первичной информации (ДПИ), исполнительными устройствами и органами управления и отображения информации (СОИ-ОУ) показана на рис. 1.1.

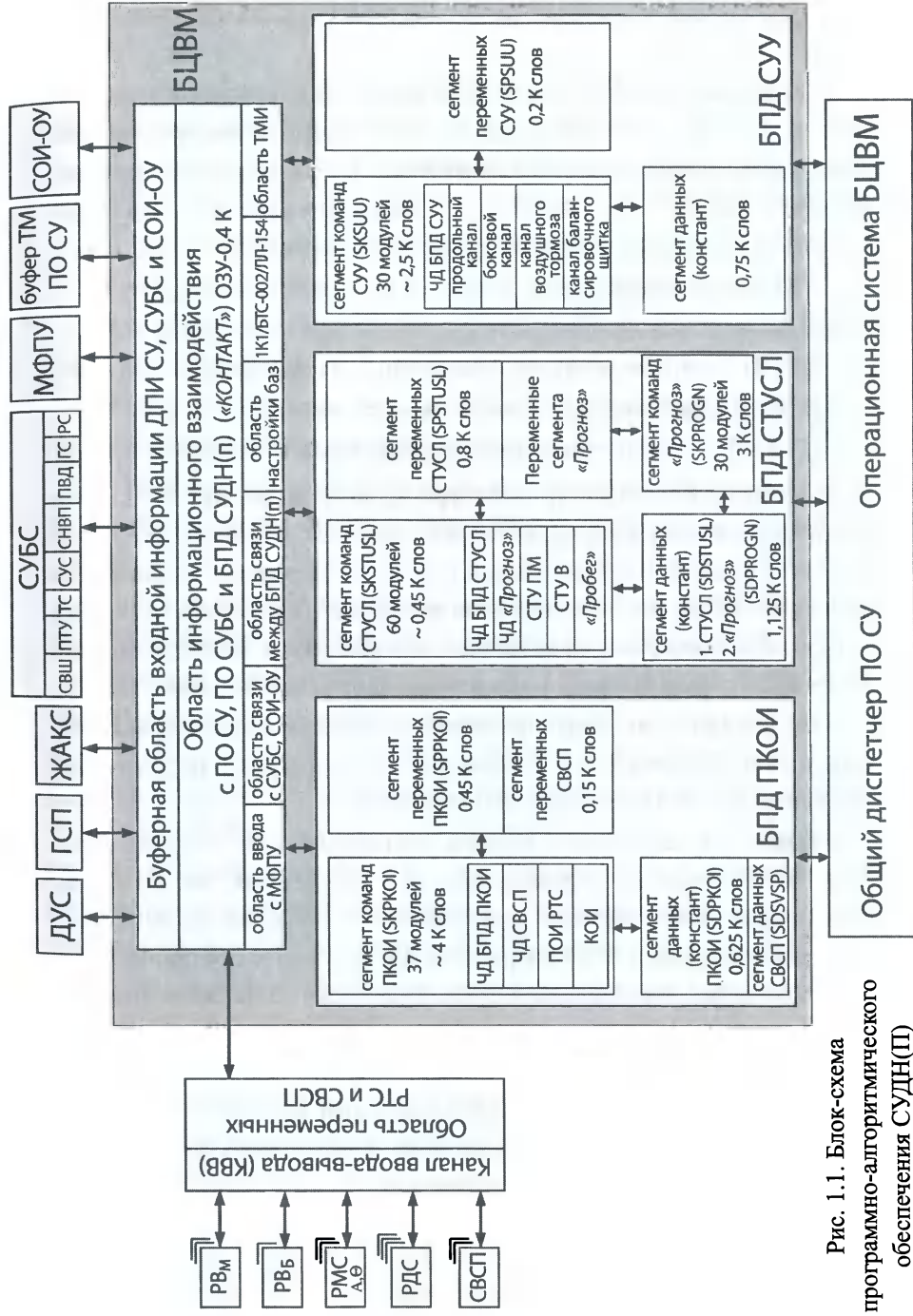
На рисунке, кроме упомянутых выше, использованы следующие обозначения и сокращения:

ДУС – датчики угловой скорости;

ГСП – гиростабилизированная платформа;

ЖАКС – жестко закрепленные акселерометры;

СУБС – система управления бортовыми системами: СВШ – система выпуска шасси, ПТУ – парашютная тормозная установка, ТС –



тормозная система, СУС – система управления (передней) стойкой шасси, СНВП – система наддува вентиляции и пожаротушения, ПВД – приемники воздушных давлений, ГС – гидросистема питания рулевых приводов, РС – рулевые системы;

МФПУ – многофункциональный пульт управления;

ТМ – телеметрия;

ЧД – частный диспетчер;

СВСП – система воздушно-скоростных параметров;

РТС – радиотехнические системы посадки;

СТУСЛ – система траекторного управления и системной логики.

Сформировавшаяся архитектура позволила осуществить автономную отработку отдельных блоков программ и данных, упростить введение необходимых коррекций и обеспечить этапность внедрения отдельных БПД, что было особенно необходимо в процессе отработки алгоритмов и программ на летающих лабораториях и самолете-аналоге БТС-002, и служила одной из основ создания высоконадежного ПАО.

Проектирование и сертификация – различные по своему назначению этапы создания ПАО. Однако для ОК «Буран» это рассматривалось как единый взаимосвязанный процесс.

Такой подход позволил создать многоуровневый комплекс отработки ПАО с единой информационной базой данных, что не только обеспечило преемственность результатов испытаний, но и связало воедино специалистов по разработке алгоритмов и бортового ПО с выделением их персональной ответственности за выполнение конкретных работ в интересах выдачи заключения о соответствии ПАО СУДН(П) ОК «Буран» требованиям ТЗ.

Эффективность работы многоуровневого комплекса отработки ПАО во многом определяется принципами построения и структурой специального программного обеспечения.

Специальное программно-математическое обеспечение (СПМО) состоит из 4-х подсистем:

- подсистема диспетчерской программы, увязывающей в единое целое вычислительный процесс;
- подсистема математических моделей как объекта управления, так и ПАО СУДН(П) в целом;
- подсистема подготовки исходных данных для моделирования;
- подсистема обработки и анализа результатов испытаний.

При построении СПМО руководствовались следующими основными принципами:

- информационная независимость перечисленных подсистем при соблюдении согласованных интерфейсов;
- перенастраиваемость (изменение внутренней структуры и функций подсистем без нарушения общих принципов взаимодействия);
- однородность (построение операционной части СПМО на основе единообразно подключаемых математических моделей).

Принцип «сквозной технологии» формирования бортового ПО при разработке ПО СУДН(П) позволил выстроить цепь задач, связанных физическим смыслом и необходимым программным сопряжением. Дальнейшее наращивание комплекса моделирующих программ за счет включения в них предварительно отработанных и апробированных модулей и блоков позволило обеспечить их последующую многовариантность при моделировании (пример – поэтапное наращивание модели СУУ алгоритмами СТУ, а затем и моделью ПКОИ).

Ряд методик и оригинальных пакетов прикладных программ, созданных в рамках сквозной технологической цепи, подтверждают эффективность выбранного направления.

Из перечисленных подсистем СПМО наибольших трудозатрат потребовало создание подсистемы математических моделей. В процессе всей разработки происходил непрерывный и целенаправленный процесс уточнения математических моделей объекта управления, бортовых систем, информационных средств, а также условий моделирования, преемственно используемых на всех стадиях работы.

При создании математических моделей важная роль отводилась проверке их корректности методом летных испытаний с использованием как статистических, так и динамических критериев подобия, что позволило получить математические модели, представляющие воспроизведение реальных процессов с высокой точностью.

Сертификация алгоритмов производилась по критерию точности, который был сформулирован следующим образом: надежность алгоритмов считается подтвержденной, если в условиях, заданных техническим заданием и дополняющими его исходными данными разработчиков ОК и его бортовых систем, обеспечивается автоматическая посадка ОК с вероятностью 0,9995 при доверительной вероятности 0,95.

Вероятность 0,9995 получена декомпозицией общей вероятности безотказной работы системы управления в одном полете ОК «Буран» (0,999), заданной ТЗ, на составляющие, определяемые надежностью аппаратурной части и бортовых алгоритмов.

Подтверждение надежности алгоритмов осуществлялось методом статистического моделирования режима автоматической посадки. Посадка считалась успешной, если были соблюдены установленные ограничения на параметры и выполнены краевые условия на ВПП.

С учетом статистического моделирования (потребное число – 8000 автоматических посадок, выполнено 13000), а также натурного эксперимента (на ЛЛ-154 – 60 посадок для подтверждения использованных при статистическом моделировании математических моделей, на БТС-002 – 10 посадок) было выдано заключение по критерию точности о соответствии алгоритмов заданным требованиям.

Наряду со статистическим моделированием самостоятельное значение имела оценка алгоритмов в экстремальных условиях с учетом максимальных возмущений и разбросов аэродинамических характеристик.

Отдельная задача решалась моделированием отказных ситуаций. Детальный инженерный анализ как проявлений отказов аппаратуры,

так и динамических реакций СУ на различных этапах полета позволил выявить 41 характерную ситуацию с включением отказов бортовых и наземных средств, оценить работу алгоритмов верхнего системного уровня (ВСУ) и системы управления движением и навигации на участке посадки (СУДН(П)) в целом в этих условиях.

Созданные математические модели ОК (включая банк аэродинамических данных) и его подсистем были едиными для организационно-разработчиков, проводивших параллельное математическое и полунатурное моделирование, что обеспечило совместимость получаемых результатов и, самое главное, единую информационную среду для организации моделирования.

Наряду со сквозной математической моделью, имитирующей полет по траектории с учетом всех подробностей как по объекту управления, так и по совокупности бортовых алгоритмов, были созданы математические модели для более детальной оценки работы отдельных алгоритмических подсистем. Так, система устойчивости и управляемости исследовалась методом моделирования «в замороженной точке» в более широком допуске аэродинамических характеристик ОК, а оценка работы ПКОВ проводилась в расширенном диапазоне навигационных параметров при моделировании движения только центра масс ОК «Буран».

Следует отметить, что созданный математический аппарат, позволяющий моделировать с высокой точностью полет ОК с высоты 20 км до останова на ВПП, позволил уже на первом этапе разработки алгоритмов сформулировать требования к ПО СУДН(П) как по участкам полета, так и по различным функциональным группам.

Следующая задача, которая решалась в рамках сквозной технологии, – это разработка и сертификация непосредственно бортового ПО СУДН(П) ОК «Буран».

В то время не было общепринятого подхода к определению надежности программного обеспечения (в настоящее время существует ГОСТ Р 51904-2002 «Программное обеспечение. Общие требования к

разработке и документированию»). Поэтому основное внимание уделялось технологии проектирования ПО и его всестороннему тестированию.

Технология проектирования ПО включила в себя следующие основные этапы:

- преобразование алгоритмов к виду, приемлемому для программирования с учетом возможности и полноты последующего тестирования ПО на всех этапах отработки;
- создание текстов модулей ПО и их автономное тестирование;
- сборка программно-математических модулей и их тестирование в разомкнутом и замкнутом контурах;
- испытания ПО и сопоставление с результатами математического моделирования для принятия решения о достаточности испытаний.

Это определило типовой технологический маршрут создания ПО. Однако для реализации каждого этапа при создании ПО СУДН(П) ОК «Буран» технология была дополнена в части:

- 1) поэтапного наращивания функциональных возможностей ПО;
- 2) принципа модульности и минимизации информационных связей;
- 3) организации тестирования;
- 4) проведения специальных мероприятий, направленных на повышение надежности ПО за счет минимизации человеческого фактора.

Остановимся на каждом из этих аспектов подробнее.

1. Поэтапное наращивание функциональных возможностей ПО.

После каждого обновления версии ПО проводилось «регрессивное» возвратное, частично повторное тестирование для проверки того, что включение изменений в модули не привело к общей деградации ПО, т.е. к появлению ошибок в ранее отлаженных модулях.

2. Принцип модульности и минимизации информационных связей.

Модули ПО были скомпонованы в максимально автономные блоки в соответствии с функциональным назначением и категорией

критичности: 145 программных модулей объединены в 3 блока программ и данных БПД.

Целесообразность объединения программных модулей в блоки программ и данных показывается на примере БПД СТУ. Проверка всех модулей требует 454 тестов, тогда как проверка связей между ними – всего 17 тестов.

3. Организация тестирования.

Совокупность всех тестов образовала пятиуровневую иерархию.

Тесты первого уровня проверяли правильность реализации всех вычислений, логической обработки данных в модулях и их соответствие эталонам, полученным при математическом моделировании.

Тесты второго уровня обеспечивали проверку функциональных возможностей взаимодействующих между собой программных модулей в пределах функциональной подсистемы.

Глубина тестирования учитывала особенности подсистемы. Так, для системы устойчивости и управляемости кроме тестов взаимодействия проверялись частотные характеристики тракта и работа системы на предельных режимах.

Тесты третьего уровня выполнялись моделированием движения на этапе посадки с имитацией внешней среды. Они состояли в проверке функционирования всех подсистем (БПД) в их взаимодействии на стенде имитационного моделирования СУДН(П) с реальной БЦВМ в МОКБ «Марс» (стенд «Аксон»).

Подбор тестов учитывал предельные условия функционирования, заданные исходными данными и техническим заданием, которые иницируются максимальными вариациями начальных данных, параметров движения, параметров состояния бортовых систем.

Тесты четвертого уровня распространялись на ПО СУДН в целом:

- полунатурное моделирование полета ОК на участках выведения, орбитального полета, спуска и посадки ОК с полным составом

ПО СУДН на АЦК (автоматизированном цифровом комплексе НПО АП) с реальным БЦВК;

- полунатурное моделирование на полноразмерном стенде оборудования (ПРСО) НПО «Молния» с реальным БЦВК, полным составом ПО СУДН на участке посадки и с включением реальных приводов аэродинамических управляющих органов и систем выпуска шасси;
- полунатурное моделирование режимов предстартовой подготовки, участков выведения, орбитального полета, спуска и посадки ОК с реальным БЦВК, полным составом ПО СУ и бортовыми системами ОК на комплексном моделирующем стенде КМС «Энергия».

Тесты пятого уровня проводились с использованием реальной аппаратуры, в том числе и в условиях натурных экспериментов.

4. При проектировании ПО СУДН(П), кроме изложенного выше, были реализованы дополнительные мероприятия по достижению заданной надежности ПО.

Для минимизации влияния человеческого фактора при создании ПО усилия были сосредоточены в трех основных направлениях.

Во-первых, это активное внедрение средств автоматизации. Так, в процессе проектирования было внедрено 5 комплексов программ САПР, вновь разработано – 11.

Во-вторых, перекрестные проверки на уровне ТЗ на программирование и текстов бортовых программ.

В-третьих, организационная структура взаимодействия между подразделениями-созрабатчиками (системотехниками, разработчиками алгоритмов, программистами) с формализацией отношений между ними при строгом документировании всех технологических операций.

2. ИНФОРМАЦИОННО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

В общей постановке навигационное обеспечение, как правило, формируется в интересах задачи управления движением. При этом в зависимости от характера задачи определяются требования к составу навигационных параметров, их точности и отказоустойчивости (нечувствительности к отказам датчиковой аппаратуры).

Существенными являются здесь ограничения по массе, габаритам и энергопотреблению аппаратуры, по вычислительным ресурсам БЦВК (память, быстродействие), а также по располагаемым характеристикам (точность, надежность) информационных датчиков.

При определении перечня выходных параметров навигационной системы важен вопрос о разделении функций навигации и управления, прежде всего – о формировании заданной траектории движения. В некоторых относительно простых случаях заданная траектория формируется в навигационной системе. Так, в самолетной инерциальной навигационной системе (ИНС) И-21 в дополнение к основным функциям определения координат и скорости были реализованы функции системы траекторного управления (СТУ) путем расчета отклонений от частных ортодромий, прокладываемых между промежуточными пунктами маршрута (ППМ), и скорости изменения этих отклонений, а также расстояния и времени полета до очередного ППМ, угла сноса и параметров ветра. Следует отметить, что эти функции математически были близки к основным, поскольку базировались на едином математическом аппарате направляющих косинусов. Динамика объекта учитывалась в И-21 только при расчете линейного упреждения разворота для обеспечения приемлемого характера «вписывания» машины в новую ортодромию при постоянной скорости движения.

Автоматическое управление бездвигательным ОК на атмосферных участках «Спуска» (С) и «Посадки» (П) предполагает построение траектории, обеспечивающей рациональное рассеивание энергии, оперативную коррекцию траектории при изменении внешних условий с максимальным использованием маневренных возможностей аппа-

рата при постоянном учете характеристик устойчивости и управляемости и наложенных ограничений по планеру и его системам. Все это, а также существенная нелинейность и нестационарность задачи и используемый математический аппарат предопределяют принадлежность упомянутых функций к системе траекторного управления.

Задачей навигации в этом случае является высокоточное формирование координат и составляющих скорости в посадочной системе координат (ПСК), а также ряда параметров, вычисляемых на их основе (дополнительных), для использования в СТУ, а также в системе отображения информации. С другой стороны, разработчик СТУ должен быть избавлен от прямого общения с навигационными подсистемами (как это имеет место при использовании традиционных инструментальных систем посадки).

При установлении точностных требований к навигации за основу принимаются требования к точности решения задачи управления в целом. Обычно предполагается, что последние определяются внешними, не подлежащими изменению обстоятельствами. В некоторых случаях это в полной мере оправдано, как например, при посадке летательного аппарата на взлетно-посадочной полосе (ВПП) ограниченных размеров. В других ситуациях (в частности, на стыках различных по характеру и используемым алгоритмам участков управления) это менее очевидно.

Неочевидным, как правило, является и разделение допустимой суммарной погрешности на составляющие, определяемые погрешностями навигации и собственно управления. В настоящее время не существует общепринятых простых методик определения достаточной точности навигации. Допустимость навигационных погрешностей, равно как и других возмущений при их обширной номенклатуре и общем «дефиците точности», устанавливается либо моделированием отдельно взятых детерминированных реализаций (здесь легко впасть в крайность, так как путем надлежащего подбора могут быть сконструированы неудовлетворительные варианты при относительно низком уровне каждой из составляющих), либо многовариантным

статистическим моделированием. Естественное в таких случаях желание иметь запас навигационной точности приводит к ужесточению требований к подсистемам, а также к усложнению алгоритмов обработки информации. Поскольку и то и другое имеет свои пределы, конфликт разрешается на основе компромисса, подкрепленного математическим моделированием в разумных объемах.

Конфликты не возникают лишь в тех случаях, когда имеющиеся навигационные средства обеспечивают требуемую точность с большим запасом (например, на участке «Спуск» применительно к ОК «Буран») или, наоборот, когда именно навигационные погрешности являются определяющими (на участке послепосадочного пробега).

Анализ определенных по описанной выше методике требований к навигационному обеспечению автоматической посадки ОК «Буран» (табл. 2.1) показывает, что допустимые навигационные погрешности составляют от 2% общего допуска на высоте 20 км до 50% в точке касания при постоянном и значительном ужесточении требований по мере уменьшения высоты (рис. 2.1).

Таблица 2.1

Высота полета, м	Требования к точности навигации (3σ)					
	ΔX , м	ΔV_X , м/с	ΔZ , м	ΔV_Z , м/с	ΔH , м	ΔV_H , м/с
20 000	300	5	300	5	500	7
4 000	100	3	100	3	100	3
0	45	3	10	1	0,5	0,5

Требования к навигационному обеспечению автоматической посадки ОК «Буран»

Весьма существенным в рассматриваемом случае фактором является взаимная корреляция динамических характеристик навигации и управления, особенно на заключительной стадии посадки. Это вынуждает наряду с допустимым уровнем навигационных погрешностей по возможности заблаговременно определять и требуемые спектральные характеристики навигационных параметров.

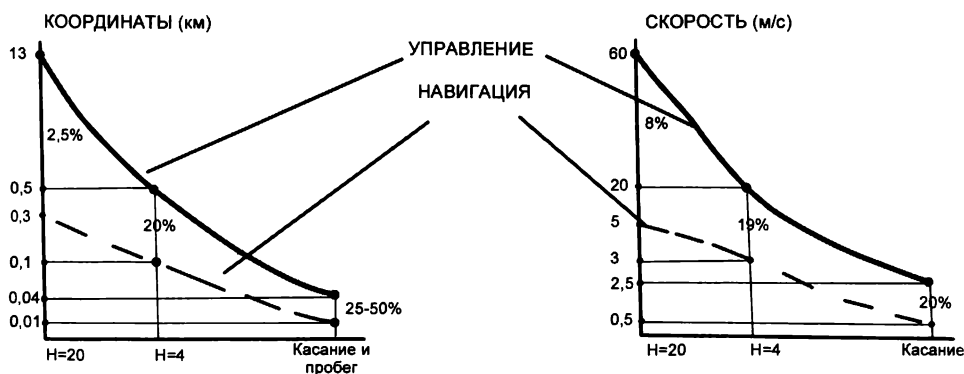


Рис. 2.1. Сравнение допустимых погрешностей управления (суммарно) и навигации в характерных точках траектории полета ОК

Последними по порядку рассмотрения являются требования к отказоустойчивости навигационной информации. Уровень ответственности, возлагаемой на навигационную систему, определяется тем, что в соответствии с принятой для ОК «Буран» логикой формирования признаков интегральной исправности режимов управления каждый из них (автоматический, директорный, ручной) по любому отдельно взятому каналу (продольный, боковой, управление скоростью) возможен только при наличии достоверной навигационной информации, необходимой для управления в конкретном режиме по конкретному каналу. Таким образом, возникает требование формирования признаков достоверности по каждому навигационному параметру. Такие признаки могут быть сформированы только на основе анализа состояния навигационных датчиков с учетом их априорных точностных характеристик и логики задействования в контур навигации. В свою очередь, логика определения достоверности информации датчиков и формирования выходной информации ориентирована на требования технического задания на разработку СУ ОК: выполнение автоматической посадки с вероятностью не менее 0,9995; парирование любого первого отказа без нарушения функций СУ; при любых двух отказах – обеспечение безопасности экипажа.

С учетом возможности как беспилотного, так и пилотируемого использования ОК «Буран», были сформированы противоречивые требования по отказоустойчивости:

- для пилотируемого варианта – обеспечение безопасности экипажа (своевременное предупреждение о возможной потере точности с переходом на ручное управление);
- для беспилотного варианта – обеспечение живучести информации для автоматического управления (достижение максимально возможной точности при множественных отказах аппаратуры).

Рассмотренная в настоящем разделе применительно к ОК «Буран» постановка задачи навигационного обеспечения на участках спуска и посадки, требования к функциям навигационной системы, перечню, точностным характеристикам и отказобезопасности (живучести) ее выходных параметров являются достаточно общими и, по-видимому, не претерпят принципиальных изменений при разработке навигационных систем ОК последующих поколений.

Функциональное объединение, называемое навигационной системой, состоит из навигационных датчиков (включая не только бортовое, но и наземное радионавигационное оборудование) и алгоритмов, реализованных в составе программного обеспечения (ПО) бортового вычислительного комплекса (БВК).

2.1. Предварительная обработка информации радиотехнических систем посадки

Система автоматического управления движением и навигации орбитального корабля «Буран» на участке посадки, начиная с высоты 20 км и до остановки на ВПП, должна была соответствовать самому высокому уровню функциональной безопасности для осуществления в сложных метеоусловиях с одного захода автоматической беспилотной и бездвигательной посадки ОК с низким аэродинамическим качеством, включая пробег по ВПП.

На рубеже 70-80-х годов в авиационных и космических системах уже широко использовались высоконадежные резервированные на-

земные и бортовые системы с аппаратным (аналоговым) методом управления резервом. Однако комплексов с преимущественно программной реализацией задачи надежного функционирования системы управления многорежимным динамическим объектом в СССР не существовало.

В этом разделе приводятся данные об аппаратной реализации трактов формирования и контроля навигационных параметров в радиотехнических системах посадки ОК «Буран» и даются общие характеристики задач, решаемых программами предварительной обработки информации (ПОИ) и процесса их отработки.

Назначение радиотехнических навигационных систем, используемых при посадке ОК

Бортовые радиотехнические системы (РТС) предназначены для коррекции навигационной информации, формируемой инерциальной системой (ИНС) ОК «Буран», так как непосредственное использование данных, формируемых РТС, не обеспечивает возможность безопасной автоматической посадки из-за наличия выбросов и пропадания сигналов вследствие влияния многочисленных факторов, таких как:

- непредсказуемое ослабление принимаемого сигнала за счет эффектов многолучевого распространения радиоволн;
- потеря сигнала и срыв непрерывности его отслеживания из-за нестабильности огибающей импульсных сигналов;
- неоднозначный характер критериев достоверности сигнала и признака готовности РТС;
- динамические эффекты, вызванные пространственными эволюциями ОК;
- ограниченная зона охвата антенн;
- влияние шумовой составляющей радиотехнических сигналов;
- влияние состояния среды на распространение сигнала и восприимчивость к естественным и искусственным радиочастотным помехам.

Для устранения влияния этих факторов на точность оценки навигационных параметров используется комплексирование радиотехнических и инерциальной систем. Эта задача подробно рассмотрена в разделе 2.2, посвященном вопросам комплексной обработки информации. В настоящем разделе рассматриваются только вопросы, связанные с получением достоверных оценок навигационных сигналов, поступающих в БЦВК от РТС при всех возможных состояниях аппаратуры РТС.

Особенности радиотехнических систем: состав, погрешности, их спектр, зависимость от пространственной эволюции, система встроенного контроля, логика формирования сигналов «готовность» и «исправность»

Навигационная система на участке посадки работает в двух режимах: «Навигация» и «Посадка».

В режиме «Навигация» для коррекции ИНС используются выходные сигналы радиодальномерной системы (РДС), измеряющей дальности до определяемых бортовыми алгоритмами трех ретрансляторов навигационного дальномера (РНД), и радиовысотомера больших высот (РВБ).

В режиме «Посадка» ИНС корректируется по сигналам, поступающим от:

- радиомаячной системы (РМС), измеряющей азимут и угол места ОК относительно точек размещения наземных маяков;
- радиодальномерной системы (РДС), измеряющей дальность до ретранслятора посадочного радиодальномера (РПД).

Показания высотомера малых высот (РВМ) используются для непосредственного управления в режиме выравнивания вплоть до касания ВВП.

Система воздушно-скоростных параметров (СВСП) разработки МПКБ «Восход» с выдвигными приемниками воздушных давлений и весьма сложными алгоритмами аэродинамической коррекции формирует данные о параметрах движения ОК в воздушном потоке; необхо-

димось ее для целей управления орбитальным кораблем очевидна. Навигационное взаимодействие с ней – двухстороннее: определяемая СВСП относительная высота используется для коррекции ИНС при множественных отказах РТС; для вычисления знаний статического давления в трансзвуковой зоне неопределенностей в СВСП введена так называемая «инерциальная» коррекция.

Сигналы, поступающие в бортовой ЦВК от перечисленных выше радионавигационных систем, используются для коррекции ИНС после оценки достоверности программами предварительной обработки информации (ПОИ) и пересчета в координаты центра масс ОК в посадочной системе координат (ПСК).

Бортовое оборудование радиодальномерной системы (РДС) представляет собой четыре однотипных комплекта измерителей дальности, каждый из которых одновременно измеряет дальности до трех назначенных БЦВК ретрансляторов навигационного дальномера методом «запрос-ответ». На удалении от 20-ти до 50-ти км от центра ВПП установлены шесть РНД, работающих в режиме «Навигация». Еще по одному ретранслятору посадочного дальномера (РПД) установлено на обоих торцах взлетно-посадочной полосы. В режиме «Посадка» задействуется один из них в соответствии с направлением захода на посадку.

Бортовое оборудование радиодальномерной системы (РМС) представляет собой три однотипных комплекта измерителей азимута и угла места, каждый из них измеряет временной интервал между импульсными посылками, в котором закодирована информация об азимутальном и угломестном положении узконаправленных сканирующих наземных антенн курсового (КРМ) и угломестного (ГРМ) массивов в моменты фиксации фактического положения ОК соответственно по азимуту и углу места. Измерение азимута и угла места происходит последовательно во времени.

Радиовысотомер больших высот (РВБ) состоит из двух однотипных каналов измерения высоты по запаздыванию отраженного от под-

стиляющей поверхности Земли импульсно-модулированного радиолокационного сигнала, излучаемого РВБ.

Радиовысотомер малых высот состоит из трех однотипных каналов измерения высоты по запаздыванию отраженного от подстилающей поверхности Земли частотно-модулированного радиолокационного сигнала, излучаемого РВМ.

Состав бортовых и наземных средств, обеспечивающих работу РТС, наглядно показан на рис. 2.2 (слева – расположение бортовой аппаратуры на ОК, справа – расположение наземных маяков относительно ВПП).

Выше уже говорилось о причинах невозможности непосредственного использования сигналов РТС для целей автоматической посадки ОК. Эти же причины серьезно затрудняют решение задачи оценки достоверности информации, поступающей в бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) от РТС.

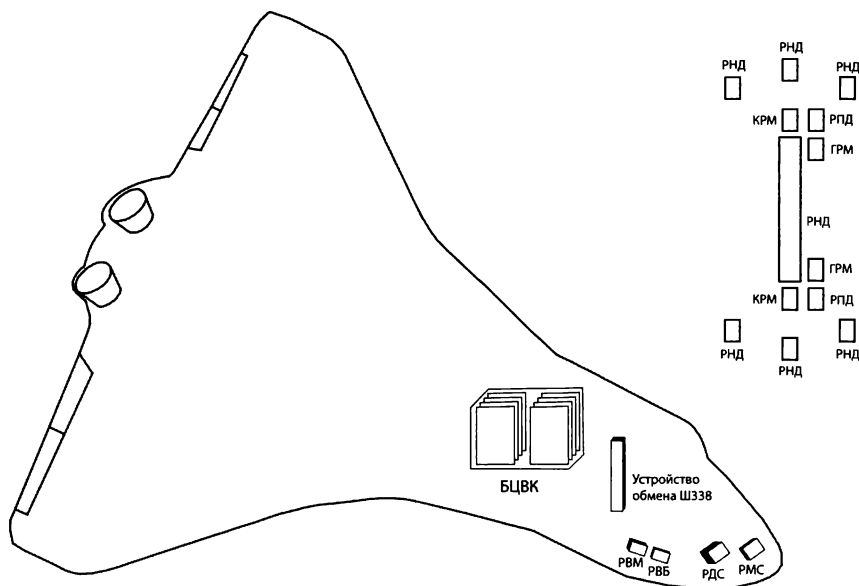


Рис. 2.2. Состав бортовых и наземных средств, обеспечивающих работу РТС

Главным методом обеспечения достоверности является сопоставление результатов измерения одной и той же величины разными устройствами, при этом допустимая степень рассогласования результатов определяется уровнем погрешности измерения этих устройств. Воздействие мешающих факторов, перечисленных выше, сопровождается появлением грубых ошибок, называемых в теории измерений «промахами».

При разработке бортовых программ, решающих задачи оценки достоверной информации, получаемой из сигналов РТС, и определения состояния аппаратуры РТС (исправна/неисправна/сбой), необходимо:

1. *Назначить допуски* на сопоставление сигналов РТС.
2. *Установить интервал времени*, в течение которого возможны промахи в измерениях, не связанные с отказом аппаратуры.
3. *Выстроить непротиворечивую логическую схему* отбора источников сигналов для взаимного сопоставления.

Решение указанных задач осуществляется на основе данных всех систем контроля о текущем состоянии аппаратуры РТС и ИНС и априорной информации о потенциальной точности используемых навигационных средств на текущем участке полета ОК.

Для правильного решения этих задач необходимо иметь информацию о полноте контроля, глубине поиска неисправности и достоверности встроенного контроля аппаратуры РТС, а также о характере влияния трактов обмена информацией между РТС и БЦВК на точностные и динамические параметры сигналов РТС.

Выходные данные встроенных систем контроля РДС, РМС, РВМ и РВБ унифицированы и упакованы в двухбитную матрицу кодограмм, передаваемую в БЦВК в виде биполярного последовательного кода в соответствии со стандартом ARINC-429. Четыре состояния этой матрицы декодируются следующим образом:

- 00 рабочее состояние, данные готовы;
- 01 данные не готовы по разным причинам (нет сигнала, выполняются вычисления и т.п.) кроме отказа;

10 контрольное значение;

11 отказ.

Кроме последовательного кода, выходная информация систем встроенного контроля поступает в БЦВК в виде «разовых команд» напряжением 27 вольт. Высокий уровень напряжения (около 27 В) соответствует исправному состоянию контролируемой аппаратуры, низкий уровень (около нуля) соответствует отказу.

Обоснование кратности резервирования

Система контроля состояния аппаратуры РТС, реализованная в СУДН(П), помимо средств встроенного контроля использует для выявления неисправностей сравнение выходных сигналов резервированных каналов измерения навигационных параметров. Эта функция реализуется программами предварительной обработки информации (ПОИ).

В СУДН(П) используются оба широко применяемых метода резервирования: горячее резервирование замещением (hot standby) и метод голосования (3 Out Of 4 voting, 2 Out Of 3 voting и др.). Обозначения даются в соответствии со стандартом МЭК61508. Основной целью резервирования является обеспечение высокой вероятности автоматической посадки ОК и обеспечение непрерывности процесса управления ОК при появлении отказов РТС.

Горячее резервирование замещением используется:

1. В вертикальном канале при переходе на использование сигналов РВБ или барометрической высоты, формируемой системой воздушно-скоростных параметров (СВСП) при невозможности использования сигналов РДС, например из-за низкой точности оценки высоты ОК при работе с «плохой» (в смысле точности) тройкой наземных ретрансляторов.

2. После появления первого отказа для восстановления возможности парирования следующих отказов методом голосования за счет использования информации ИНС или работоспособных подсистем РТС в случае их достаточной точности в текущей стадии полета.

Во всех остальных случаях используется резервирование методом голосования. При полностью исправной аппаратуре РТС реализуются следующие системы голосования:

- РДС (четыре однотипных комплекта) – система «3оо4» (3 Out Of 4 voting);
- РМС и РВМ (по три однотипных комплекта) – система «2оо3»;
- РВБ (два однотипных комплекта) – система «2оо2».

Выбор системы голосования (кратности резервирования) определен исходя из требования работоспособности системы с заданной вероятностью успешной автоматической посадки на уровне 0,9995.

Выбор допусков и логика контроля состояния систем посадки при различной степени их деградации в результате отказов, сбоев и временной потери готовности

В целом алгоритмы ПОИ решают две задачи:

1. Определение достоверной оценки навигационных параметров, поступающих в БЦВК от радиотехнических систем посадки.
2. Обнаружение отказов в радиотехнических системах посадки и блокирование информации, поступающей от отказавших подсистем, путем установки соответствующих флагов (признаков) в словах контрольной информации.

В зависимости от избыточности информации, поступившей в БЦВК от исправных подсистем, в качестве достоверной оценки используются:

- при четырех однотипных сигналах – среднее арифметическое двух значений, оставшихся после отбрасывания минимального и максимального значений поступивших однотипных сигналов;
- при трех однотипных сигналах – их медиана;
- при двух однотипных сигналах – их среднее арифметическое.

Для оценки достоверности по этой схеме используются только сигналы, поступившие от исправных каналов РТС и имеющие разброс значений в однотипной выборке в пределах определенного поля допуска.

Большие разбросы могут появляться периодически вследствие сбоев, приводящих к временной потере избыточности. В этом случае за достоверную оценку принимается то из разошедшихся значений сигнала, которое совпадает в пределах допуска с его оценкой по данным сигналов другого типа, поступающих от одновременно работающих систем (например, ИНС, а также в отдельных случаях СВСП, РВБ и РСБН). При отсутствии таких значений сбрасывается признак достоверности сигнала и запрещается его использование для коррекции ИНС.

При потере избыточности информации в результате отказов достоверная оценка формируется только при условии совпадения в пределах допуска единственного значения сигнала с его оценкой по данным сигналов другого типа, поступающих от одновременно работающих систем, иначе формируется признак недостоверности сигнала и запрещается его использование для коррекции ИНС.

Допусковый контроль навигационных параметров, поступающих в БЦВК от радиотехнических систем посадки, производится с целью отбраковки сбоев и обнаружения отказов, не выявленных средствами встроенного аппаратного контроля РТС. Допуски определяются на основе данных изготовителей бортовой аппаратуры о погрешностях измерений сравниваемых навигационных параметров и уточняются по результатам стендовых и натурных испытаний. В соответствии с классическими представлениями, погрешность измерения в каждом из отсчетов навигационного параметра, поступающего в БЦВК из РТС, может находиться в одной из трех областей (см. рис. 2.3):

- область допустимых (с точки зрения величины погрешности измерения) значений;
- область неоднозначных значений;
- область недопустимых значений.

Появление областей неоднозначных значений сигналов связано с тем, что для выявления погрешностей приходится производить сравнение не с заведомо более точным значением, как при повероч-

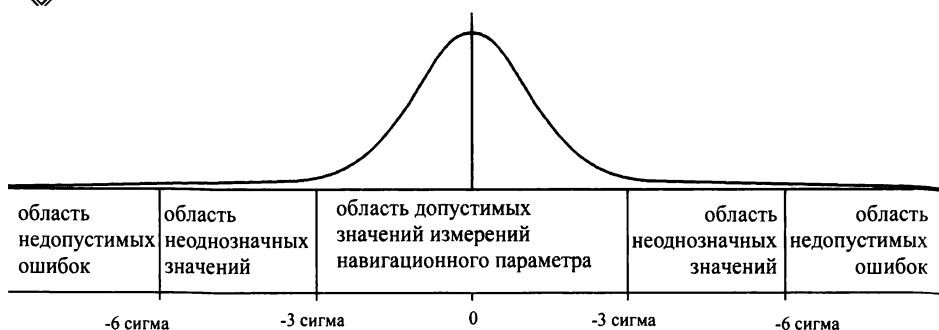


Рис. 2.3. Распределение погрешностей измерения навигационных параметров (по оси абсцисс – отклонение от истинного значения сигнала в единицах среднеквадратического отклонения, σ)

ных измерениях, а с «равноточным» значением сигнала дублирующего канала или дублирующей системы. А как видно из рисунка, при сравнении двух значений одного и того же параметра, измеренных с погрешностями, находящимися в области допустимых значений, разброс может достигать 6σ .

Важнейшей характеристикой любых сравнений является их результат в виде суждения о годности или негодности объектов сравнения для последующего использования. Результатом контроля является одно из взаимоисключающих утверждений:

- «разброс значений сравниваемых сигналов находится в пределах допуска», поэтому результат сравнения – «сравниваемые сигналы *годны* для дальнейшего использования»;
- «разброс значений сравниваемых сигналов находится за пределами допуска», поэтому результат сравнения – «один или оба сравниваемых сигналов **не пригодны** для дальнейшего использования».

Основные особенности создания и отработки алгоритмов предварительной отработки информации радиотехнических систем посадки ОК «Буран»

Как отмечалось выше, разработка программного обеспечения такого уровня функциональной надежности, как в случае ПО СУДН(П) орбитального корабля «Буран», должна была быть выполнена «на

грани искусства». Одним из важнейших качеств разработчиков программ такого уровня является владение искусством системного анализа исходных требований, общих задач и конкретной структуры функциональных трактов, относящихся к разрабатываемому программному обеспечению.

Как и весь комплекс ПО СУДН(П), программы ПОИ разрабатывались поэтапно, в итерационном режиме, с неоднократным возвратом на предшествующие этапы в процессе создания окончательной – десятой версии ПО, обеспечившей автоматическую посадку ОК.

Общая схема разработки показана на рис. 2.4.

На первом этапе на основе анализа системных требований и ограничений разрабатывалась структура программы, определявшая взаимодействие с внешней аппаратной средой, с операционной системой реального времени, реализованной в БЦВК, и с другими составляющими общего программного комплекса. Конкретно для программ ПОИ на этом этапе устанавливались ограничения по вычислительным ресурсам, состав и детальное описание входных и вы-

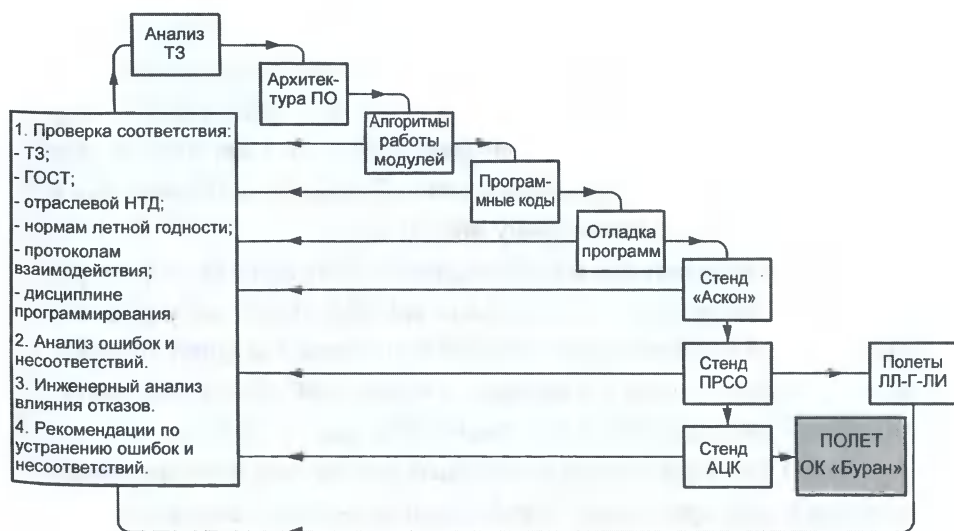


Рис. 2.4. Этапы разработки ПО ПОИ

ходных переменных, определялся состав программных блоков и логика обработки входных сигналов.

На втором этапе разрабатывалась архитектура бортовых программ ПОИ: разбиение на конкретные модули, описание интерфейсов между ними, описание выполняемых функций и т.п.

На третьем этапе разрабатывались алгоритмы работы программных модулей и составлялись контрольные тесты.

На четвертом этапе был написан программный код, соответствующий документации, составленной на предшествовавших этапах.

На пятом этапе проводилась отладка по разработанным контрольным примерам (тестам).

На шестом этапе выполнялась отработка программ на разомкнутых и замкнутых (полунатурных) стендах с нарастающим объемом решаемых задач. При этом программы ПОИ отрабатывались в составе общего ПО СУДН(П).

После получения удовлетворительных результатов отработки ПО на полноразмерном стенде оборудования (ПРСО) выдавалось заключение на проведение натурных испытаний на летающей лаборатории (ЛЛ), оборудованной системой управления, аналогичной штатной СУ, а также на проведение горизонтальных летных испытаний (ГЛИ) на полноразмерной модели ОК «Буран» – самолете БТС-002. Отработка на стенде АЦК полной траектории полета предшествовала выдаче заключения о готовности системы управления ОК «Буран» к своему первому и единственному полету.

Все этапы разработки сопровождалась тщательной проверкой работоспособности ПО и соответствия разработанных документов и программных продуктов требованиям технических заданий, отраслевых и государственных нормативов, а также многочисленным протоколам программно-аппаратного взаимодействия.

Одной из составляющих этой работы, специфичной для комплекса программ предварительной обработки информации, было исследование алгоритмов и ПО ПОИ и результатов его функционирования методами инженерного анализа.

Цель инженерного анализа состояла в выявлении слабых мест алгоритмов и программ ПОИ путем исследования их реакции на специально подбираемые входные воздействия.

Отработка алгоритмов программ предварительной обработки информации в условиях полетов в зоне действия радиотехнических систем

В связи с достаточно высокой сложностью логической структуры программ предварительной обработки информации на различных этапах отработки выявлялось достаточно большое количество ошибок и несоответствий. Программы ПОИ на полунатурных стендах работают в связке, состоящей из математических моделей объекта, внешней среды, бортового оборудования, включая радиотехнические системы посадки, и реальных программ СУДН(П) и программ верхнего уровня БЦВК. Как правило, больше всего усилий приходилось тратить на выявление места в объемном программном коде имитационных моделей и бортовых программ, содержащем несоответствие или ошибку.

Еще большую сложность представляла работа по локализации ошибок, выявляемых в полетах летающих лабораторий и полноразмерного макета ОК «Буран» (БТС-002), так как достаточно часто они возникали из-за неполного соответствия моделей радиотехнических систем посадки реальной бортовой и наземной аппаратуре.

Сложный профиль ВПП на аэродроме в ЛИИ им. М.М. Громова вносил искажения в сигналы РМС при полетах на малых высотах и вдоль поверхности ВПП. Для устранения этих недостатков изменялась высота установки маяков и устанавливались корректирующие экраны. Это требовало доработок стендового математического обеспечения, включая модели ошибок РТС.

Несмотря на большой объем работ по моделированию, первые попытки совершения автоматической посадки по штатной траектории на летающей лаборатории Ту-154Б не были успешными. Более того, они были опасными. Направляя самолет по траектории, формируемой по сигналам РМС, система управления «выбрасывала» самолет за пре-

дела ВПП на предельно малых высотах захода на посадку (ниже 25 м) и на участке пробег. Оказалось, что разработчики радиотехнической аппаратуры не учли взаимодействия наземных и бортовых антенн с поверхностью ВПП, что приводило к появлению так называемой «ложки» в азимутальной плоскости траектории посадки. Для точной локализации этого дефекта и разработки мероприятий по его устранению потребовались масштабные усилия разработчиков аппаратуры, бортового и моделирующего программного обеспечения, всех служб летной подготовки. Для его устранения потребовалось доработать бортовые программы комплексной обработки радиотехнической информации, а также дополнить систему курсовых радиомаяков корректирующими экранами, позволяющими ослабить влияние на диаграммы направленности антенн курсового радиомаяка (КРМ) и бортовых антенн ОК переотражающих поверхностей ВПП и расположенных рядом объектов посадочного комплекса. Такие экраны были изготовлены и облетаны летающими лабораториями, при этом личному составу посадочного комплекса на Байконуре добавилась работа по очистке экранов от бесчисленных помех типа «перекасти поле».

Этот эпизод только отчасти иллюстрирует сложность процесса создания ПО, обеспечившего автоматическую посадку ОК «Буран». Еще одну ошибку разработчиков радиомаячной системы РМС так и не удалось устранить доработкой программ или аппаратуры. Проблема состояла в том, что по циклограмме работы РМС предпосадочный тест исправности аппаратуры проводился при пролете высот от 20-ти до 10-ти км практически над маяками РМС. Работавшая при этом антенная система наземной части комплекса воздействовала на бортовые антенны РМС и приводила к искажениям тестовых сигналов и формированию признаков отказа бортовой аппаратуры РМС. Устранение этого дефекта, выявленного на завершающем этапе подготовки к натурной работе ОК «Буран», требовало серьезной доработки бортовой, наземной, контрольно-поверочной аппаратуры и важнейших фрагментов бортового и моделирующего программного обеспечения,

отвечающего за циклограмму полета. Из-за необходимости проведения большого объема работ по повторной отработке доработанной аппаратуры и ПО, было принято трудное решение допустить участие человека в процесс управления посадкой ОК. Была изменена циклограмма подготовки наземных передатчиков радиомаячной системы РМС и предусмотрено переключение выходной мощности передатчиков с наземных антенн на поглощающий «эквивалент» при выполнении на снижающемся борту ОК тестов бортовой аппаратуры РМС. Информация о начале и окончании тестов поступала в наземный комплекс управления по телеметрии. И оператор вручную переключал наземные антенные системы.

2.2. Комплексная обработка навигационной информации

Состав навигационной аппаратуры СУДН ОК «Буран» был определен на ранних стадиях разработки с известным избытком в предположении уточнения в дальнейшем как состава, так и способов ее использования. В результате проведенных исследований и расчетов с учетом сформулированных выше требований удалось сократить этот состав за счет исключения радионавигационной маячной системы, а затем и однопунктовой радионавигационной системы, в известной мере это позволило сократить потребные трудовые и материальные ресурсы. Кроме того, было признано целесообразным использование бортовой аппаратуры радиосистемы ближней навигации (РСБН) только для приведения ОК на аэродромы вынужденной посадки при аварии ракеты-носителя «Энергия» на участке выведения. Было также принято решение не использовать в первых пусках ОК аппаратуру Единой государственной космической системы навигации «Ураган» (в настоящее время – ГЛОНАСС).

Информационным ядром приборного состава навигационной системы ОК «Буран» является троированная гиросtabilизированная платформа – ГСП (разработки НПО АП), ориентированная на момент старта в инерциально-стартовой системе координат.

Характерными особенностями алгоритмов обработки информации инерциальных датчиков являются:

- формирование навигационных параметров по трем осям инерциальной системы координат (трехкомпонентная ИНС);
- математическое построение единой системы координат, характеризующей угловое положение ГСП в инерциальном пространстве;
- мажоритарная обработка показаний акселерометров после приведения их к единой угловой базе;
- интегрирование показаний акселерометров в базовой инерциальной системе координат (БИСК) с последующим пересчетом параметров в посадочную систему координат (ПСК);
- расчетное формирование пилотажных углов в ПСК.

Как видно, алгоритмы, разработанные НПО АП для ОК «Буран», существенно отличались от алгоритмов традиционных самолетных ИНС.

Очевидно, автономное использование информации ИНС не обеспечивает требуемой от навигации точности на участке посадки даже по порядку величин.

При определении состава и структуры алгоритмов навигационной системы на участке посадки в основу проектирования были положены следующие принципы:

- Комплексная обработка навигационной информации (КОИ) ИНС и радиотехнических систем, выбор на каждом этапе наиболее точных средств коррекции с созданием функционального резерва для парирования отказов бортовой и наземной аппаратуры.
- Применение относительно простых фильтров с дискретно изменяющейся структурой и коэффициентами, адаптирующимися к текущему состоянию ОК и вектора коррекции.
- Максимальное использование структурной и функциональной избыточности при выделении достоверных корректирующих сигналов в разветвленных алгоритмах предварительной обработки информации (ПОИ) для снижения возможных влияний нерасчетных

выбросов и других аномалий в выходных параметрах датчиков на работу фильтров.

- Формирование логической структуры комплексной навигационной системы в интересах обеспечения максимальной живучести ОК при выполнении автоматической посадки.

Практически эти принципы реализованы в БПД ПКОВ в составе СУДН(П). Переключение режимов работы («Навигация», «Посадка»), выбор корректирующих средств, управление их работой (в том числе выбор и назначение номеров используемых РНД в режиме «Навигация») производится на основе анализа навигационной ситуации, зон действия РТС, их признаков готовности.

Структурная избыточность информации реализуется межканальным сравнением и мажорированием однотипной информации, что обеспечивает надежное обнаружение и нейтрализацию одиночных отказов.

Для повышения устойчивости ко второму отказу, исключения выбросов в показаниях РТС используется сравнение измеряемых параметров с их прогнозными значениями, полученными расчетно из комплексных оценок. При невозможности локализации отказов в используемом корректирующем средстве происходит переход на функциональный резерв, а при его отсутствии – прекращение коррекции.

Формирование признаков достоверности, характеризующих (по критерию априорной точности) пригодность параметров для выполнения заданной функции, производится путем анализа состояния датчиков, суммирования интервалов времени коррекции, автономной работы ИНС и их сравнения соответственно с расчетной длительностью переходных процессов фильтров и разрешенным для различных участков полета временем прогноза без превышения точностных ограничений.

Приведенные в настоящем разделе соображения и рекомендации по составу и структуре навигационной системы, ориентированные на разработку СУ ОК «Буран», без нарушения общности могут быть использованы и в дальнейших работах, несмотря на неизбежное появление новых информационных датчиков.

Подобно тому как ИНС представляет собой ядро аппаратного состава навигационной системы, ядром алгоритмики навигационной системы является навигационный фильтр, предназначенный для оценки и компенсации накопленных погрешностей ИНС. Все остальные алгоритмы служат в той или иной мере для подготовки входных данных фильтра либо для преобразования в нужную форму его выходных параметров.

Оценке состояния многомерной нелинейной нестационарной дискретно-непрерывной системы по его линейным измерениям вообще и оценке (коррекции) погрешностей ИНС по данным РТС в частности посвящена обширная литература. Принципиальная возможность выделения с приемлемой точностью ошибок ИНС из пропускаемой через фильтр разности показаний ИНС и РТС основывается на существенном различии спектров их погрешностей (ИНС – низкая частота, РТС – широкий диапазон частот с преобладанием высоких). Наиболее известным и, по распространенному мнению, универсальным и достаточно просто реализуемым является классический фильтр Калмана.

Вместе с тем практическая невозможность реализации калмановского фильтра в первоначально оптимальном виде наряду с имеющимися почти всегда ограничениями по вычислительным ресурсам БЦВМ приводят к поискам как можно более простых вариантов фильтра.

Важными вопросами, определяющими реализуемость и выходные характеристики фильтра, являются:

- выбор порядка фильтра (размерности вектора состояния);
- определение логики формирования коэффициентов;
- расчет их численных значений.

В отличие от традиционно авиационных ситуаций со сравнительно малыми перепадами высот, малыми в связи с этим вариациями вектора земного ускорения $\bar{g}$, с двухкомпонентными, как правило, ИНС, в рассматриваемом случае в течение всего полета ОК используется трехкомпонентная ИНС с расчетом вектора $\bar{g}$ по определенным самой системой координатам. Это вынуждает, по крайней мере в вер-

тикальном канале, использовать схему «замкнутого контура». По причинам технологическим эта схема в СУ ОК «Буран» реализована и в горизонтальных каналах при работе РДС с «тройками» РНД до вхождения в зону действия РМС. В горизонтальных каналах при работе с РМС применена схема «внешнего контура».

Размеренность вектора состояния выбирается обычно тем больше, чем более детальная желательна оценка погрешностей ИНС и чем более длительным может быть «прогноз» состояния при отсутствии коррекции. Существенными при решении вопроса о размерности вектора состояния являются, кроме прочего, соображения наблюдаемости тех или иных компонентов.

В варианте посадки ОК речь о надежном решении навигационной задачи может идти только при практически постоянной коррекции ИНС. Поэтому с учетом ограничений по вычислительным ресурсам достаточно фильтра не выше второго порядка, обеспечивающего коррекцию непосредственно используемых в СТУ параметров (координаты, скорость).

Вопрос о реализации фильтра третьего порядка в рамках ОК «Буран» не был решен положительно, поскольку наряду с заманчивой возможностью парирования больших угловых ошибок ИНС (граничным значением является здесь величина ~ 20 угл. мин.) его применение чревато затяжными переходными процессами при отказах («смене граней») ГСП.

Оптимальность (кратчайшее время, отсутствие перерегулирования) переходных процессов при начале коррекции, смене измерительных средств (в том числе троек РНД) обеспечивается применением полноразмерной калмановской процедуры. Вместе с тем весьма близких результатов можно добиться «ступенчатым» изменением коэффициентов фильтра (рис. 2.5), что и было реализовано в СУ ОК «Буран» в режиме «Навигация».

В то же время само понятие оптимальности переходных процессов фильтра нуждается в коренной ревизии в связи с используемыми алгоритмами управления.

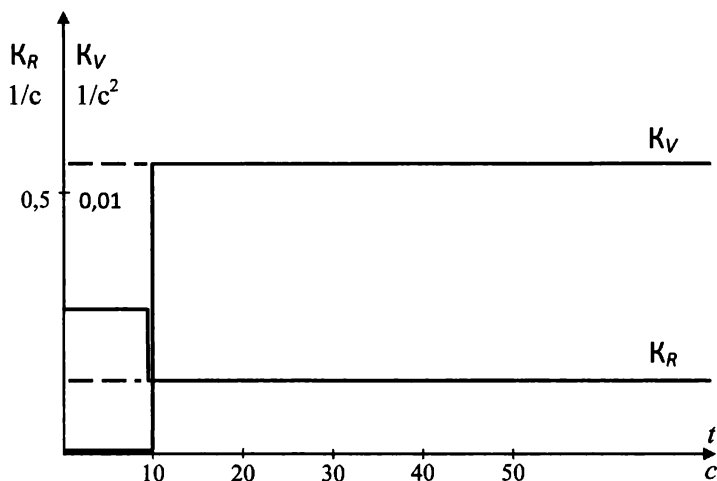


Рис. 2.5. Коэффициенты фильтра 2-го порядка:
 K_R – по оценке погрешностей и коррекции координат;
 K_V – по оценке погрешностей и коррекции скорости
 (измерения погрешностей – только по координатам)

Так, переходный процесс по координатам, скорость которого превосходит маневренные возможности управляемого объекта, может оказаться даже вредным. Поэтому при смене режимов («Навигация»)/«Посадка»: РДС/РМС) коэффициенты навигационных фильтров в СУ ОК «Буран» оставлены постоянными, что обеспечивает искусственное затягивание переходных процессов.

Уровень постоянных значений коэффициентов фильтров определяется соотношением составляющих оцениваемых погрешностей ИНС и погрешностей РТС, не включенных в вектор состояния фильтра. Применительно к ОК «Буран» эти значения неоднократно изменялись в процессе испытаний по мере уточнения моделей ошибок ИНС (особенно при отказах граней) и РТС. Итоговые значения коэффициентов показали существенно большее «доверие» к данным РТС.

Рассмотренная здесь методология выбора структуры и коэффициентов навигационного фильтра в полном объеме применима к задаче посадки не только ОК, но и обычных летательных аппаратов (ЛА) при использовании ИНС и РТС коррекции.

Из других алгоритмов КОИ упомянем лишь алгоритмы управления работой РДС (выбора «троек» РНД) по критерию минимума априорной погрешности по высоте (как наиболее критичному для управления энергией ОК параметру) с учетом текущего состояния ОК и совокупной зоны видимости бортовой аппаратуры. Цикличность работы алгоритма обеспечивает заданную точность коррекции при существенной динамике ОК, изменении зон видимости РТС, длительности переходных процессов.

Отработка и оценка навигационной системы на стендах и в летных экспериментах

Методология отработки и оценки ПМО навигационной системы ОК «Буран» в значительной мере соответствовала аналогичной методологии ПМО СУ в целом. Поскольку, однако, в состав навигационной системы включались и аппаратные средства, это определило значительное своеобразие ее оценки и отработки.

Надежность навигационной системы, повышение и подтверждение которой имелось в виду в процессе всех видов испытаний, базировалась на:

- надежности исходных данных, которая применительно к рассмотренному случаю основывалась на реалистических моделях погрешностей ИНС и средств коррекции как при штатной работе (с учетом взаимодействия бортовых и наземных РТС при имеющих место на реальных аэродромах эффектах прохождения сигналов, включая переотражения), так и при отказах;
- надежности алгоритмов ПКОВ с учетом упомянутых исходных данных;
- надежности программного обеспечения, реализующего алгоритмы ПКОВ в ПО БВК;
- надежности аппаратных средств навигации, их соответствии требованиям технических заданий и принятым моделям погрешностей.

Надежность исходных данных, алгоритмов и ПО на существующем уровне развития науки и техники не поддается количественной

оценке. Повышение их уровня представляется возможным за счет увеличения объема всех видов испытаний, в том числе в условиях, максимально приближенных к штатным.

Таковыми видами испытаний явились:

- автономные испытания подсистем посадки на летающих лабораториях ТУ-134-А, ТУ-134БВ, МИГ-25РБК, АН-24;
- частное моделирование алгоритмов навигации в индикаторном режиме;
- совместное (в том числе статистическое) моделирование алгоритмов навигации и управления на универсальных ЭВМ;
- инженерный анализ влияния отказов подсистем П на исход автоматической посадки;
- тестирование бортовых программ ПКОИ по контрольным примерам;
- автономное тестирование БПД ПКОИ (проверка компоновки БПД и связей программных модулей);
- частное испытание БПД ПКОИ и испытания его на предельные режимы;
- испытания ПО СУДН(П) в замкнутом контуре на стенде «Аксон» в номинальных режимах;
- испытания ПО СУДН(П) на стенде «Аксон» с имитацией отказов бортовой и наземной навигационной аппаратуры;
- статическая стыковка ПО СУДН и его испытания в режимах КИ на комплексных стендах;
- динамические испытания ПО СУДН на аналого-цифровых комплексах (в том числе с учетом отказов);
- динамические испытания ПО СУ (СУДН) на стенде ПРСО НПО «Молния», в том числе с задействованием реальных приводов;
- динамические испытания на комплексном моделирующем стенде с максимальным задействованием ПО БВК, включая штатный телеметрический выход;

- летные испытания аппаратно-программных средств СУ ОК на летающих лабораториях ТУ-154 в автоматическом и ручном режимах на аэродроме «Раменское» (с неполным составом наземных РТС) и штатном ПК ОК (аэродром «Юбилейный») на участках ПМ ($H < 10$ км), ЗП и П;

- летные испытания на аэродроме «Раменское» самолета-аналога БТС-002 на участках ЗП и П (включая автоматический пробег по ВПП до останова) в автоматическом и ручном режимах.

Роль и место перечисленных видов испытаний в отработке навигационной системы различны: от поиска и устранения алгоритмических и программных ошибок в ПО БВК на ранних стадиях до подтверждения пригодности аппаратных средств и навигационной системы в целом для обеспечения автоматической посадки (отметим здесь, что ни один из видов испытаний не имитирует в полной мере условий реальной посадки ОК).

Наиболее традиционным для задач навигации является частное моделирование алгоритмов в индикаторном режиме. Наименее изведенным и весьма сложным оказался этап натурной отработки РТС посадки на штатных траекториях ЗП (ЛЛ-154, БТС-002). Здесь в полной мере сказалась взаимная корреляция характеристик навигации и управления. Только на штатных траекториях и особенно в автоматическом режиме выявились аномальные явления в работе курсового (так называемая «ложка») и частично глиссадного маяков. Существенно, что в других ситуациях, в том числе в работах входящих в состав табельных средств ПК ОК летающих лабораторий ТУ-134А, ТУ-134БВ, описанных явлений отмечено не было, что подтверждает принципиальную необходимость использования летающих лабораторий с достаточной степенью аэродинамического подобия, оснащенных штатным оборудованием ОК для наиболее достоверной оценки РТС посадки и навигационной системы в целом на соответствие требованиям технических заданий и принятым математическим моделям.

Что касается всей описанной технологической цепи, то она подтвердила свою эффективность применительно к ОК «Буран» и может быть рекомендована к использованию при разработке и испытаниях ОК следующих поколений.

Обработка и анализ результатов натурных испытаний

Как уже говорилось выше, летные испытания навигационной системы на летающих лабораториях и самолетах-аналогах на реальных аэродромах посадки ОК в контакте со штатным наземным радиотехническим оборудованием дают максимально возможную информацию о характеристиках системы в целом и ее составных частей до натурной работы штатного изделия. Поскольку, однако, перечисленные объекты не покрывают всего интересующего диапазона работы навигационной системы на участках спуска и посадки, поистине неоценимой является информация, получаемая в ходе самой натурной работы.

Сформирован единообразный подход к обработке и анализу летных испытаний всех видов, предполагающий использование двух источников информации:

- телеметрической (ТМИ);
- внешнетраекторной (ВТИ).

В соответствии с принятой методикой основным методом анализа является сравнение одноименных навигационных параметров (координаты, скорость), получаемых по линиям ТМИ и ВТИ.

Собственно по данным ТМИ контролируются при этом логика работы ПО, исправность датчиков, результаты оценки достоверности их информации бортовыми алгоритмами ПКОВ в различных режимах («Контроль», «Работа»). По данным ТМ-кадра (в дополнение к ВТИ) для косвенной оценки точности может быть использована избыточная информация РТС-навигации, не используемая при полностью штатной работе на отдельных участках полета.

Применительно к ОК «Буран» это имеет место только в вертикальном канале (РДС, РВБ, РВМ). Качество работы алгоритмов нави-

гации и РТС может быть оценено также по величинам скачков в невязках измерений при смене корректирующих средств (для ОК – переход от РДС к РМС, смена «троек» РДС).

На основе ТМИ может быть также (при исправной работе ИНС в варианте «разомкнутого контура») сформирована квазиэталонная информация.

Для коротких интервалов времени погрешности ИНС могут быть представлены в виде известного полинома второго порядка [27]. Коэффициенты этого полинома могут быть определены, например, по методу наименьших квадратов за счет наблюдения точных значений погрешности ИНС в течение некоторого интервала времени (в частности, после останова на ВПП).

В процессе анализа для установления допустимости тех или иных явлений в работе системы могут привлекаться расчеты, сделанные заранее или проводимые в темпе общего анализа. Для таких расчетов используются аналоги бортовых программ, выполненные на языке высокого уровня или специальные программы.

На основе описанной методики был разработан пакет прикладных программ, позволяющих производить считывание информации с магнитной ленты, сортировку параметров, отбраковку заведомо ложной информации, печать таблиц произвольных форматов и наполнения, анализировать информацию по существу, включая построение квазиэталона и параллельные расчеты для определения правильности функционирования бортового ПО.

При разработке системы управления ОК «Буран» перечисленные элементы методики применялись, начиная с полетов летающих лабораторий. Успеху дела способствовало наличие достаточно точной ВТИ на аэродромах «Раменское» и «Юбилейный» с учетом соответствующего оборудования ЛЛ. Однако и здесь в некоторых случаях приходилось прибегать к косвенным методам оценки, включая использование квазиэталона.

В натурной работе ОК «Буран» средства ВТИ необходимого качества готовы не были. Единственным выходом из положения явилось развитие и совершенствование косвенных методов. В дальнейшем при испытаниях любых ЛА, подобных ОК «Буран», наличие ВТИ с двух-трехкратным метрологическим запасом является категорически необходимым.

В натурной работе 15 ноября 1988 года навигационная система, функционируя в соответствии с заложенной логикой, обеспечила автоматическое управление ОК вплоть до останова на ВПП информацией необходимой точности.

Начало приема сигналов РДС и коррекции ИНС после выхода ОК из зоны плазмообразований отмечено на высоте 42 км. Невязки измерений ИНС и РДС составили в этот момент от 3500 до 6000 м.

В режимах «Навигация» и «Посадка» формирование радиотехнических координат и коррекция ИНС проходили устойчиво, без сбоев, несмотря на значительные выбросы в параметрах РДС, а также кратковременные аномалии в работе бортовых комплектов РМС на заключительном этапе посадки без снятия признаков достоверности, которые отбраковывались алгоритмами ПКОВ. «Тройки» РНД формировались с требуемой степенью оптимальности. Характер изменения невязок в целом удовлетворительный. Аномальных явлений в работе КРМ и ГРМ не было отмечено. Погрешность навигации в боковом канале в момент переключения коррекции с РДС на РМС составила (оценка по сравнению показаний до и после переключения) 92 м и в течение всего участка пробега (субъективная оценка с использованием визуальных наблюдений) не превысила 5 м.

3. ТРАЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. ОСНОВЫ МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПОСАДОЧНЫМ МАНЕВРОМ

Настоящий раздел содержит материалы по теоретическому и методическому обоснованию проектирования системы траекторного управления (СТУ) на участке предпосадочного маневрирования (ПМ). Соответствующие алгоритмы реализованы в процессе создания системы управления движением и навигации (СУДН) ОК «Буран» и успешно прошли испытания в ходе подготовки и осуществления первого автоматического пуска.

Особенности участка ПМ

Участок предпосадочного маневрирования ОК характеризуется рядом особенностей, а именно:

- необходимость решения пространственной краевой задачи с целью приведения вектора состояния ОК в окрестность ключевой точки с высокой точностью;
- существенная изменчивость и нелинейность аэродинамических характеристик ОК при спуске в плотных слоях атмосферы;
- существенная неопределенность характеристик и интенсивная перебалансировка ОК в трансзвуковой зоне (ТРЗ) ОК «Буран»;
- неопределенность реализаций и соизмеримость степени воздействия атмосферных возмущений, прежде всего струйного ветра, с ресурсами управления и необходимость в связи с этим максимального использования располагаемых ресурсов в условиях необратимости энергетических процессов в ходе полета.

Основные положения по формированию алгоритмов управления траекторией ПМ ОК

Отмеченные выше особенности участка ПМ обуславливают высокую степень сложности задачи управления траекторией ПМ. При проектировании подобных систем управления широко используется принцип разделения общей задачи на взаимосвязанные частные – в

данном случае на задачи построения и отслеживания опорной траектории (ОТ) движения центра масс (ЦМ) ОК. Такой подход позволяет последовательно формировать ОТ, отвечающую необходимым требованиям, среди которых одним из важнейших в условиях значительной неопределенности характеристик ОК и внешних возмущений является повышение вероятности, вплоть до гарантированности, приведения ОК в заданную терминальную область, и необходимый набор регуляторов, обеспечивающих требуемое динамическое качество управления траекторией. Использование ОТ позволяет также обеспечить контроль и прогнозирование процесса управления в ходе полета, что дополнительно повышает надежность решения рассматриваемой задачи в целом. Этот подход был успешно применен при создании системы управления ОК «Буран».

Для обеспечения необходимой степени гарантированности ОТ следует осуществлять ее формирование на базе обладающих этим свойством программных режимов.

3.1. Формирование базовых программных режимов

Известно, что максимизацию области допустимых начальных состояний, из которой может быть решена пространственная краевая задача, обеспечивает структура ОТ, содержащая в необходимых последовательности и количестве участки движения с нулевым и максимально допустимым (по модулю) креном. Это определяет необходимость выделения и формирования в качестве базовых при построении ОТ соответствующих режимов полета: снижения без крена и снижения в процессе программного разворота. Базовые программные режимы могут быть определены путем задания зависимостей $q_{\text{ном}}(H, \gamma)$, $q_{\text{мин}}(H, \gamma)$, $q_{\text{макс}}(H, \gamma)$, $\gamma_{\text{прог}}(H)$ и программных (в зависимости от числа Маха для обеспечения необходимых условий моментной балансируемости на сверх- и трансзвуковом и некоторого среднего аэродинамического качества на дозвуковом участках) зависимостей положения воздушного тормоза и балансировочного щитка

в условиях отсутствия внешних возмущений. При этом степень гарантированности базовых режимов определяется размером располагаемой области полета, а степень симметричности парирования возмущений – расположением $q_{\text{ном}}(H, \gamma)$ относительно границ области.

Границы области полета (множества реализуемых и допустимых высотно-скоростных режимов) следует формировать, исходя из обеспечения необходимой близости к режимам полета с максимальным и минимальным аэродинамическим качеством с учетом эксплуатационных ограничений и условий обеспечения устойчивости и управляемости движения вокруг ЦМ. При выборе границ области полета целесообразно также, имея в виду особенности прохождения ТРЗ, связанные с существенной изменчивостью и неопределенностью АДХ, ограничить диапазон высот, в котором могут быть реализованы трансзвуковые режимы. С учетом обычных допущений границы области полета могут быть реализованы в виде зависимостей $q_{\text{мин}}(H, \gamma)$, $q_{\text{макс}}(H, \gamma)$. Анализ возможных и определение базовых и граничных режимов полета на этапе разработки, когда система управления еще не сформирована, целесообразно осуществлять путем расчета семейства режимов, удовлетворяющих некоторым критериям квазистационарности, порождаемого вариацией значений скоростного напора и крена.

Помимо зависимости $q_{\text{ном}}(H, \gamma)$ степень гарантированности режима программного разворота определяется и принятой программной зависимостью угла крена $\gamma_{\text{прог}}(H)$. При этом выбор программного крена следует производить с учетом противоречивых обстоятельств: с одной стороны, снижение крена повышает степень гарантированности и величину располагаемой дальности, что может расширить область допустимых начальных состояний в части траекторий с малым потребным разворотом; с другой стороны, снижение крена повышает общую потребную протяженность траектории в случае необходимости разворота. Повышение же крена хотя и снижает протяженность ОТ, но в условиях действия струйного ветра неблагоприятного направления и наличия общего ограничения на угол крена,

обусловленного ограничением угла атаки, может привести к выходу крена на ограничение и увеличению фактической протяженности траектории за счет нереализуемости ее кривизны, соответствующей программному развороту. Оставаясь на позициях обеспечения высокой степени гарантированности программных режимов при задании программного крена, в качестве исходного следует принять требование формирования в горизонтальной плоскости траектории максимальной кривизны, реализуемой без превышения предельного значения крена во всей области полета в условиях действия неблагоприятных возмущений.

Следует отметить, что формирование базовых программных режимов скоростного напора и крена должно быть осуществлено с учетом их взаимосвязи и являться результатом итерационного процесса.

Основы методики расчета программных режимов ПМ ОК в плоскости развертки траектории на базе квазистационарных режимов полета

Одним из широко используемых методов расчета возможных режимов полета является решение системы дифференциальных уравнений движения объекта управления, дополненной рядом соотношений, позволяющих получить решение в виде конечных выражений [25]. В качестве таких дополнительных соотношений для атмосферных неманевренных летательных аппаратов (ЛА) обычно используются условия моментной балансировки, позволяющие понизить порядок уравнений движения объекта за счет уравнений короткопериодического движения, и необходимое количество условий, называемых условиями квазистационарности, вид которых определяется особенностями траекторного движения рассматриваемого объекта управления. Ниже рассматривается движение ОК при действии горизонтального струйного ветра только в плоскости развертки траектории как оказывающего наибольшее возмущающее влияние на продольное движение.

В условиях разворота без скольжения (когда параметры бокового движения $\beta = 0$, $\omega_x = \omega_y = 0$) с некоторым фиксированным углом скоростного крена $\gamma_c = \gamma_c^*$, рассматриваемым как параметр (индекс «*»

соответствует заданному значению параметра), система дифференциальных уравнений, описывающая движение центра масс ОК в плоскости вертикальной развертки траектории в рассматриваемом диапазоне изменения высоты в траекторной системе координат без учета суточного вращения и кривизны поверхности Земли, может быть записана следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{dV_K}{dt} = -g \cdot (n_x + \sin \Theta); \\ V_K \cdot \frac{d\Theta}{dt} = g \cdot (n_y \cdot \cos \gamma_c - \cos \Theta), \end{cases} \quad (3.1)$$

где $n_x = c_x(\alpha, M, \omega_z, \delta_{BT}, \delta_{БЩ}, \delta_B) \cdot \frac{qS}{G}$, $n_y = c_y(\cdot) \frac{qS}{G}$ – аэродинамические перегрузки лобового сопротивления и подъемной силы, V_K , Θ , M – соответственно значения кинематической скорости, угла наклона траектории и числа Маха.

Для решения системы (3.1) в виде конечных выражений не хватает значений ω_z , δ_{BT} , $\delta_{БЩ}$, δ_B . Дополним систему (3.1) условием моментной балансировки в канале тангажа:

$$\begin{cases} m_z = m_z(\alpha, M, \omega_z, \delta_{BT}, \delta_{БЩ}, \delta_B); \\ \omega_z = 0. \end{cases} \quad (3.2)$$

Кроме того, поскольку имеется избыточность органов управления в продольном канале (δ_{BT} , $\delta_{БЩ}$, δ_B), потребуем для балансировочного щитка $\delta_{БЩ}$ выполнения условия «полужесткой» конфигурации:

$$\delta_{БЩ}(M): m_z(\cdot, \delta_{БЩ}, \delta_B) = 0, \text{ при } |\delta_B - \delta_B^{\text{жел}}(M)| \rightarrow \min \quad (3.3)$$

(при этом зависимость $\delta_B^{\text{жел}}(M)$ углов поворота рулевых поверхностей в режиме руля высоты выбирается из соображений обеспечения требований устойчивости короткопериодического движения, а также необходимых запасов на одновременное управление креном теми же рулевыми поверхностями, но в режиме рулей крена).

Таким образом, принимая в качестве параметров γ_c , M , δ_{BT} и задаваясь определенным значением скоростного напора $q = q^*$, имеем

систему из двух нелинейных дифференциальных уравнений, содержащую два неизвестных параметра (Θ и угол атаки α):

$$\frac{dV_K}{dt} = -g \cdot \left(\frac{c_x(\alpha, M, \delta_{BT}) \cdot q \cdot S}{G} + \sin \Theta \right); \quad (3.4)$$

$$V_K \cdot \frac{d\Theta}{dt} = g \cdot \left(\frac{c_y(\alpha, M, \delta_{BT}) \cdot q \cdot S}{G} \cdot \cos \gamma_c - \cos \Theta \right). \quad (3.5)$$

Для решения полученной системы (3.4), (3.5) достаточно дополнить ее двумя условиями, содержащими соответствующие (и только эти) производные и при этом отражающими специфику траекторного движения ОК как неманевренного ЛА.

Как будет показано далее, область режимов полета ОК определяется областью изменения скоростного напора, поэтому в качестве одного из условий квазистационарности естественно рассматривать требование соответствия изменения скоростного напора заданной зависимости от высоты:

$$q(H) \equiv q^*(H). \quad (3.6)$$

Это условие требует в каждой точке траектории не только равенства заданному значению самого параметра, но и соответствующего изменения всех его производных. Однако для получения конечных выражений, содержащих первые производные переменных V_K , Θ , достаточно использовать только первую производную скоростного напора. Поэтому вместо тождества (3.6) потребуем выполнения совокупности условий

$$q(H) = q^*(H_i); \quad \frac{dq}{dH}(H_i) = \frac{dq^*}{dH}(H_i) \quad (3.7)$$

на некотором дискретном множестве значений аргумента. Возможность такой замены при достаточной частоте точек определяется отмеченной неманевренностью ОК.

В качестве второго условия можно использовать один из известных критериев квазистационарности (условно используя термин «си-

ловой балансировки»). Особенности траекторного движения бездвигательного ОК в атмосфере позволяют использовать одно из следующих требований:

1) требование соответствия изменения вертикальной скорости планирования V_H в полете заданной зависимости

$$V_H(t) \equiv V_H^*(t)$$

или, переходя при условии $V_H < 0$ к аргументу H (опуская индекс):

$$V_H(H) = V_H^*(H); \quad \frac{dV_H}{dH}(H) = \frac{dV_H^*}{dH}(H); \quad (3.8)$$

2) требование соответствия изменения угла наклона траектории заданной зависимости

$$\Theta(H) = \Theta^*(H); \quad \frac{d\Theta}{dH}(H) = \frac{d\Theta^*}{dH}(H); \quad (3.9)$$

3) требование заданной по дальности полета потери полной приведенной механической энергии $\bar{E}$ (при этом возникает необходимость использования второй, в данном случае смешанной, по высоте и дальности, ее производной, поскольку первая не содержит необходимых производных):

$$\frac{d^2\bar{E}}{dLdH} = \frac{d^2\bar{E}^*}{dLdH}. \quad (3.10)$$

Частным случаем приведенных условий квазистационарности является равенство нулю правых частей выражений (3.8)...(3.10) для производных, однако выполнение такого условия в отдельной точке не гарантирует его выполнения на всей траектории. Поэтому подобный вид условия квазистационарности может быть использован лишь в качестве первого приближения.

Основные исходные уравнения и соотношения

Дополним уравнения (3.4), (3.5) рядом известных кинематических соотношений и соотношений, описывающих параметры атмосферы:

$$\vec{V}_K = \vec{V}_B + \vec{W}; \quad (3.11)$$

$$\frac{dH}{dt} = V_K \cdot \sin \Theta; \quad (3.12)$$

$$\frac{dL}{dt} = V_K \cdot \cos \Theta; \quad (3.13)$$

$$\bar{E} = H + \frac{V_K^2}{2g}; \quad (3.14)$$

$$q = \frac{\rho \cdot V_B^2}{2} = 0,7 p_H \cdot M^2; \quad (3.15)$$

$$\lambda = \frac{1}{\rho} \cdot \frac{d\rho}{dH}; \quad (3.16)$$

$$p_H = \rho \cdot R \cdot T; \quad (3.17)$$

$$T = T_0 + \beta \cdot H, \text{ где } \beta = \begin{cases} 0, & H > 11000 \text{ м;} \\ \beta, & H \leq 11000 \text{ м;} \end{cases} \quad (3.18)$$

$$a^2 = \chi \cdot R \cdot T; \quad (3.19)$$

$$\frac{\lambda \cdot q}{\rho \cdot g} = 0,7k \cdot M^2, \text{ где } k = 1 + \frac{\beta \cdot R}{g} = \begin{cases} 1, & H > 11000 \text{ м;} \\ 0,98, & H \leq 11000 \text{ м;} \end{cases} \quad (3.20)$$

$$M = V_B / a, \quad (3.21)$$

где, в частности, $\vec{W}$ – вектор скорости ветра, $\vec{V}_B$ – вектор воздушной скорости, ρ – плотность воздуха, a – скорость (распространения) звука.

Основные соотношения квазистационарного планирования для выбранных критериев в отсутствие ветра ($W=0$, $\vec{V}_K = \vec{V}_B = \vec{V}$)

В этом случае уравнения движения примут вид

$$\frac{dV}{dt} = -\left(\frac{c_x \cdot q \cdot S}{G} + \sin \Theta\right); \quad (3.22)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V} \cdot \left(\frac{c_y \cdot q \cdot S}{G} \cdot \cos \gamma_c - \cos \Theta\right). \quad (3.23)$$

1) Наиболее просто искомые соотношения находятся для условий (3.7), (3.9). Из (3.15) имеем

$$\frac{dq}{dH} = \frac{d(\rho \cdot V^2/2)}{dH} = \frac{V^2}{2} \cdot \frac{d\rho}{dH} + \rho \cdot V \cdot \frac{dV}{dH}. \quad (3.24)$$

Тогда для выполнения (3.7) с учетом (3.15) необходимо

$$\frac{dV}{dH} = \left(\frac{dq^*}{dH} - \frac{q^*}{\rho(H)} \cdot \frac{d\rho}{dH} \right) \cdot \frac{1}{\rho(H) \cdot V}. \quad (3.25)$$

При этом из (3.16) с учетом (3.20)

$$\frac{d\rho}{dH} = -\lambda \cdot \rho, \quad (3.26)$$

где $\lambda = 1,4 \cdot k(H) \cdot g(H)/a^2(H)$.

Из (25), (26), учитывая

$$\frac{dV}{dH} = \frac{dV}{dt} / \frac{dH}{dt} = \frac{dV}{dt} / (V \cdot \sin\Theta), \quad (3.27)$$

опуская промежуточные преобразования, получим

$$\frac{dV}{dt} = \frac{\sin\Theta}{\rho(H)} \cdot \left(\frac{dq^*}{dH} + 1,4 \cdot \frac{q^*}{a^2(H)} \right). \quad (3.28)$$

Приравняв правые части (3.28) и исходного уравнения (3.22), опуская аргумент H , имеем

$$\frac{c_x \cdot q^* \cdot S}{G} = -\sin\Theta \cdot \left[1 + \frac{1,4 \cdot q^*}{\rho \cdot g \cdot a^2} + \frac{dq^*}{dH} / (\rho \cdot g) \right], \quad (3.29)$$

откуда

$$\sin\Theta = - \frac{c_x(\cdot) \cdot q^* \cdot S / G}{A}, \quad (3.30)$$

где $A = 1 + 1,4 \cdot \frac{q^*}{\rho \cdot g \cdot a^2} + \frac{dq^*}{dH} / (\rho \cdot g)$.

При этом аэродинамический коэффициент c_x при фиксированном для любой точки $q^*(H)$ значении $M^* = \frac{2q^*}{\rho \cdot a^2}$ и условии (3.2) является функцией только угла атаки α и угла раскрытия воздушного тормоза $\delta_{\text{ВТ}}$ (последний может также рассматриваться как параметр).

Исходное уравнение (3.23) можно сразу разрешить относительно c_y :

$$c_y(\alpha, M^*, \delta_{BT}^*) = \frac{G}{q^* \cdot S \cdot \cos \gamma_c} \cdot \left(\cos \Theta + \frac{2q^* \cdot \sin \Theta}{\rho \cdot g} \cdot \frac{d\Theta}{dH} \right). \quad (3.31)$$

Совместное, в общем случае численное, решение уравнений (3.30), (3.31) определяет на некотором дискретном множестве значений H функцию

$$F_{\Theta}^{W=0} = \Theta \left(\frac{d\Theta}{dH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G, S, W=0}, \quad (3.32)$$

которая должна по заданному соответствовать второму условию «силовой балансировки» – условию (3.9). К способу обеспечения такого соответствия вернемся позже.

2) Для использования условий (3.7), (3.8) следует воспользоваться выражением

$$\frac{dV_H}{dH} = \frac{dV_H}{dt} / (V \cdot \sin \Theta) = \frac{1}{V} \cdot \frac{dV}{dt} + \operatorname{ctg} \Theta \cdot \frac{d\Theta}{dt}, \quad (3.33)$$

подставляя в которое выражения (3.22), (3.23), опуская преобразования, получаем

$$c_y = \frac{G}{q^* \cdot S \cdot \cos \gamma_c} \cdot \left\{ \cos \Theta + \operatorname{tg} \Theta \cdot \left[\frac{dV_H}{dH} \cdot \sqrt{\frac{2q^*}{\rho}} / g + \sin \Theta \cdot (1-A) \right] \right\}, \quad (3.34)$$

при этом

$$V_H = \sqrt{\frac{2q^*}{\rho}} \cdot \sin \Theta. \quad (3.35)$$

Совместное решение (3.30), (3.34), (3.35) определяет аналогично (3.32) функцию

$$F_{V_H}^{W=0} = V_H \left(\frac{dV_H}{dH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G, W=0} \quad (3.36)$$

(здесь для краткости опущена неизменная для конкретного ОК величина характеристической площади S).

3) Для выражений (3.7), (3.10), опуская громоздкие преобразования, связанные с необходимостью двойного дифференцирования, окончательно получим

$$c_y = \frac{G \cdot \cos \Theta}{q^* \cdot S \cdot \cos \gamma_c} \cdot \left\{ 1 - \frac{2.8 \cdot k \cdot q^*}{\rho^2 \cdot a^2 \cdot A} \cdot \sin^2 \Theta \cdot \left[\frac{1.4 \cdot q^*}{a^2} + \frac{2}{g} \cdot \frac{dq^*}{dH} \right] + \right. \\ \left. + \frac{2q^* \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Theta}{\rho \cdot g \cdot A} \cdot \frac{d^2 \bar{E}}{dL dH} \right\}, \quad (3.37)$$

при этом

$$\frac{d\bar{E}}{dL} = - \frac{c_x \cdot q^* \cdot S}{G \cdot \cos \Theta} \quad (3.38)$$

и

$$F_{dE/dL}^{W=0} = \frac{d\bar{E}}{dL} \left(\frac{d^2 \bar{E}}{dL dH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G, W=0}. \quad (3.39)$$

Основные соотношения квазистационарного планирования для выбранных критериев при горизонтальном струйном ветре в плоскости развертки траектории ($W \neq 0$)

Учет действия ветра при расчете «силовой балансировки» связан, прежде всего, с тем, что в исходные уравнения (3.4), (3.5) входят траекторные параметры V_K и Θ , а воздушные параметры q , M определяются воздушной скоростью V_B . Связь между кинематической и воздушной скоростями определяется векторным уравнением (3.11), которое в рассматриваемом случае может быть представлено в скалярной форме:

$$V_K = V_B \cdot \cos \delta + i_W \cdot W \cdot \cos \Theta, \quad (3.40)$$

где $i_W = \pm 1$ характеризует направление ветра ($i_W = 1$ – попутный ветер).

Тогда

$$V_B = \sqrt{V_K^2 + W^2 - 2 \cdot i_W \cdot V_K \cdot W \cdot \cos \Theta}. \quad (3.41)$$

Зависимость $\frac{dq}{dH}$ можно найти, используя выражение (3.27) с учетом $V = V_B$.

Так, из (3.27), (3.28)

$$\frac{dV_K}{dt} = \frac{V_K \cdot \sin \Theta}{V_K - W \cos \Theta} \cdot \left[\frac{dq}{dH} / \rho + \frac{1,4 \cdot k \cdot g \cdot q}{\rho \cdot a^2} + i_W \cdot V_K \cdot \cos \Theta \cdot \frac{dW}{dH} - W \cdot \left(\frac{dW}{dH} + i_W \cdot \frac{d\Theta}{dH} \right) \right]. \quad (3.42)$$

Приравняв правые части (3.42) и (3.4), учитывая (3.40), (3.17) и (3.12), можно, в общем случае численно, получить аналог выражения (3.30):

$$\alpha = f_q \left(\Theta, q^*, \frac{dq^*}{dH}, W, \frac{dW}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G, i_W}. \quad (3.43)$$

При проведении расчетов с учетом ветра следует иметь в виду, что задействованные в уравнениях (3.4), (3.5) аэродинамические коэффициенты c_x , c_y соответствуют траекторной системе координат и могут быть рассчитаны, как

$$\begin{cases} c_x = c'_x \cdot \cos \delta - c'_y \cdot \sin \delta; \\ c_y = c'_x \cdot \sin \delta + c'_y \cdot \cos \delta, \end{cases} \quad (3.44)$$

где c'_x , c'_y соответствуют системе координат, связанной с воздушной скоростью, и

$$\sin \delta = i_W \cdot W \cdot \sin \Theta / V_B. \quad (3.45)$$

Необходимо отметить, что учет действия струйного ветра при расчете «силовой балансировки» предполагает знание профиля $W(H)$ скорости ветра по высоте.

Так же как и зависимость (3.43), в общем случае только численно, могут быть получены аналоги выражений (3.31), (3.34), (3.37) для соответствующих дополнительных условий (3.7), (3.8), (3.9) квазистационарного планирования в условиях рассматриваемого ветра. В частности, для условия (3.8) имеет место выражение (3.33) с учетом $V = V_B$, где $\frac{d\Theta}{dt}$ определяется в соответствии с (3.5), а $\frac{dV_K}{dt}$ соответствует равенству выражений (3.4) и (3.42).

В результате применения соответствующих итерационных процедур

$$F_{V_H}^W = V_H \left(\frac{dV_H}{dH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G},$$

а также

$$F_{\Theta}^W = \Theta \left(\frac{d\Theta}{dH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G};$$

$$F_{dE/dL}^{W=0} = \frac{d\bar{E}}{dL} \left(\frac{d^2\bar{E}}{dLdH}, q^*, \frac{dq^*}{dH}, H \right) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G}$$

или в общем случае

$$F_f^W = f(f', q^*, \frac{dq^*}{dH}, H) \Big|_{\gamma_c^*, \delta_{BT}^*, G}, \text{ где } f \in \left\{ \Theta, V_H, \frac{d\bar{E}}{dL} \right\}. \quad (3.46)$$

Согласование параметров квазистационарного планирования вдоль траектории

Полученные выражения или в общем случае процедуры позволяют определить «балансировочные» значения углов траекторного движения в отдельной точке H . Однако выполнение условий «балансировки» в каждой отдельной точке не гарантирует их выполнение не только на всей траектории, но и при замене (3.6) на (3.7). Результаты в отдельных точках необходимо взаимно согласовать. Именно такое согласование является принципиальным отличием данной двухуровневой методики. Для этого используется следующий подход.

Для первого (на верхнем уровне) шага расчета зависимость (3.46) – нижний уровень – определяется при условии $f'_{i,j}(j=0) = 0$, где i – номер точки H_i в рассматриваемом диапазоне высот, j – номер шага. На каждом следующем шаге, исходя из полученного дискретного множества $\{f_{i,j}\}$ соответствующая зависимость $f'_{i,j}$ заменяется зависимостью $f_{i,j}^*$, определяемой посредством численного дифференцирования со сглаживанием:

$$f_{i,j}^* = \frac{f_{i,j-1}^* - f_{i-1,j-1}^*}{H_i - H_{i-1}}, \quad (3.47)$$

где, опуская для простоты индекс j номера шага на верхнем уровне,

$$f_i^* = f_{i-1}^* + [f_i^{\text{упр}} - f_{i-1}^*] \cdot \frac{H_i - H_{i-1}}{H_i - H_{i-1} + \tau_H}, \quad f_i^{\text{упр}} = f(H_i + \Delta H_{\text{упр}}). \quad (3.48)$$

Выбором параметров τ_H , $\Delta H_{\text{упр}}$ ($|\Delta H_{\text{упр}}| > |H_i - H_{i-1}|$) можно обеспечить необходимую степень сходимости и точности данного двухуровневого итерационного процесса.

Поскольку предполагается кусочно-линейное представление зависимостей $q^*(H)$ и $W(H)$, к ним также следует применить подобное сглаживание.

Формирование граничных программных режимов планирования ОК в плоскости развертки

Выбор граничных режимов полета производится в 4 этапа.

1. Расчет семейства квазистационарных зависимостей для различных постоянных значений скоростного напора ($\frac{dq^*}{dH} = 0$), угла раскрытия воздушного тормоза $\delta_{\text{ВТ}}$, угла крена γ_c , а также градации (доли от максимальной (3σ) $W_{\text{max}}^{3\sigma}$ для соответствующей высоты в районе основного аэродрома посадки) скорости и направления (попутного $i_W = 1$ либо встречного $i_W = -1$) горизонтального струйного ветра W при фиксированном номинальном значении характеристической площади S . Целесообразность вариации веса G и ее пределы можно рассмотреть отдельно.

2. Анализ полученных результатов в части:

- определения границ $q_{\min}^{\text{бал}}(H)|_{\gamma_c}$, $q_{\max}^{\text{бал}}(H)|_{\gamma_c}$, области выполнения принятых условий квазистационарности и моментной балансировки с учетом области определения аэродинамических характеристик, требований к устойчивости движения вокруг центра масс, ограничений по шарнирным моментам и вертикальной перегрузке;

- определения в указанной области границ $\frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL}_{\min(\max)}(H)|_{\gamma_c}$

располагаемой области изменения скорости рассеивания полной механической энергии (3.38) с учетом содействующих расширению области значений $\delta_{\text{ВТ}}$ и противодействия со стороны струйного ветра максимальной или допустимой (при стягивании соответствующего сечения области к нулю) величины. Поскольку в типовом случае большее (меньшее) по модулю рассеивание энергии соответствует встречному (попутному) ветру максимально допустимой величины, а $\frac{d\bar{E}}{dL} < 0$, то

$$\frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL}_{\min}(H)|_{\gamma_c} = \min_q \min_{\delta_{\text{ВТ}}} \max_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=1, \gamma_c}; \quad (3.49)$$

$$\frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL}_{\max}(H)|_{\gamma_c} = \max_q \max_{\delta_{\text{ВТ}}} \min_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=-1, \gamma_c}.$$

3. Определение границ $q_{\min}(H)|_{\gamma_c} < q_{\max}(H)|_{\gamma_c}$ при соответствующих сочетаниях $\delta_{\text{ВТ}}$ и струйного ветра:

$$\begin{aligned} q_{\min}(H)|_{\gamma_c} : \max_{\delta_{\text{ВТ}}} \min_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q_{\min}, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=-1, \gamma_c} &= \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL}_{\max}(H); \\ q_{\max}(H)|_{\gamma_c} : \min_{\delta_{\text{ВТ}}} \max_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q_{\max}, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=1, \gamma_c} &= \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL}_{\min}(H). \end{aligned} \quad (3.50)$$

Для обеспечения постоянного знака управляемости интервал между указанными границами должен соответствовать условию

$$\begin{aligned} \frac{d}{dq} \left(\min_{\delta_{\text{ВТ}}} \max_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=1, \gamma_c} \right) &\leq 0; \\ \frac{d}{dq} \left(\max_{\delta_{\text{ВТ}}} \min_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=-1, \gamma_c} \right) &\leq 0. \end{aligned}$$

Важно отметить, что, как показывают расчеты, именно в условиях встречного ветра угол атаки, соответствующий режиму

$q_{\min}(H)|_{\gamma_c}$, близок к обеспечению максимального аэродинамического качества и тем самым максимальной достижимой в этих условиях дальности полета. Гипотетическое (в случае возможности его измерения на борту) использование при встречном ветре угла атаки, максимизирующего аэродинамическое качество без учета ветра, приводит в установившемся режиме к увеличению потери энергии и тем самым снижению располагаемой дальности в полете при встречном ветре.

4. Уточнение полученных результатов (проведение в необходимой кратности второго и третьего этапов) с учетом переменности $q_{\min(\max)}(H)|_{\gamma_c}$ с использованием алгоритма (3.47), (3.48).

Формирование номинальных программных режимов планирования ОК в плоскости развертки

Формируемые для построения опорной траектории программные режимы должны, очевидно, носить гарантированный (в рамках рассматриваемых ветровых возмущений) характер. В условиях бездвигательного приведения в заданный район земной поверхности и в рамках рассматриваемого подхода такая гарантированность предполагает расчет программных режимов на основе гарантированного режима рассеивания полной механической энергии $\frac{d\bar{E}}{dL_{\text{НОМ}}}(H)|_{\gamma_c}$ вдоль следа траектории:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{E}}{dL_{\text{НОМ}}}(H)|_{\gamma_c} &= \min_q \min_{\delta_{\text{ВТ}}} \max_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=1, \gamma_c} = \\ &= \max_q \max_{\delta_{\text{ВТ}}} \min_W \frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W)|_{i_W=-1, \gamma_c}. \end{aligned} \quad (3.51)$$

Поскольку при построении опорной траектории в полете знание реального профиля струйного ветра не предполагается, в качестве номинальных программных режимов естественно рассматривать режимы при $W=0$. Тогда номинальная зависимость $q_{\text{НОМ}}(H)|_{\gamma_c}$ (и соответствующая необходимая для формирования опорной траектории зависимость $\Theta_{\text{НОМ}}(H)|_{\gamma_c} \rightarrow H_{\text{НОМ}}(L)|_{\gamma_c}$) может быть получена из зависимости

$$F_q^{w=0} = q \left(\frac{dq}{dH}, \frac{d\bar{E}_{\text{НОМ}}}{dL}, \frac{d^2\bar{E}_{\text{НОМ}}}{dLdH}, H \right) \Big|_{\gamma_c, \delta_{\text{ВТНОМ}}, G, S}. \quad (3.52)$$

Зависимость (3.52) является обратной зависимости (3.39) в том смысле, что фиксированной является зависимость $\frac{d\bar{E}}{dL_{\text{НОМ}}}(H) \Big|_{\gamma_c}$, а зависимость $q_{\text{НОМ}}(H) \Big|_{\gamma_c}$ определяется с использованием алгоритма (3.47), (3.48).

В рамках рассматриваемого подхода формирования программных режимов полета как квазистационарных выбор в (3.52) «свободного» параметра (зависимости) $\delta_{\text{ВТНОМ}}(\cdot)$ в условиях возможности его изменения вдоль всей траектории не влияет на диапазон струйного ветра, компенсируемого (в смысле поддержания $\frac{d\bar{E}}{dL_{\text{НОМ}}}(H) \Big|_{\gamma_c}$) управляемым изменением $q, \delta_{\text{ВТ}}$. В то же время, как показывают расчеты, для сверх- и транзвуковых ($M > 0,8$) значений скорости влияние $\delta_{\text{ВТ}}$ на параметры квазистационарных режимов относительно невелико по сравнению со степенью влияния на параметры моментной балансировки (3.2), (3.3) и, соответственно, на условия устойчивости и управляемости короткопериодическим движением, прежде всего в транзвуковой (приблизительно $0,8 < M < 1,1$) зоне. Поэтому целесообразным является формирование зависимости $\delta_{\text{ВТНОМ}}(M)$, причем при $M > 0,8$ исходя из требований короткопериодического движения, а ниже – для некоторого сопряжения с параметрами, необходимыми для перехода на участок захода на посадку (ЗП). При этом

$$\delta_{\text{ВТ}} \equiv \delta_{\text{ВТНОМ}}(M) \text{ при } M > 0,8. \quad (3.53)$$

Учет условия (3.53) позволяет существенно упростить процедуры (3.49)...(3.51). Дальнейшее упрощение расчетов для дозвуковых режимов связано с однозначностью зависимости

$$\partial \left(\frac{d\bar{E}}{dL}(q, H, \delta_{\text{ВТ}}, W) \Big|_{i_w, \gamma_c} \right) / \partial (\delta_{\text{ВТ}}) < 0,$$

вследствие чего

$$\left. \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL} \right|_{\gamma_c} (H) = \min_q \max_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmax}}}; \quad (3.49^*)$$

$$\left. \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL} \right|_{\gamma_c} (H) = \max_q \min_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=-1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmin}}};$$

$$q_{\min}(H) \Big|_{\gamma_c} : \min_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=-1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmin}}} = \left. \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL} \right|_{\max} (H); \quad (3.50^*)$$

$$q_{\max}(H) \Big|_{\gamma_c} : \max_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmax}}} = \left. \frac{d\bar{E}^{\text{расп}}}{dL} \right|_{\min} (H);$$

$$\begin{aligned} \left. \frac{d\bar{E}}{dL_{\text{ном}}} \right|_{\gamma_c} (H) &= \min_q \max_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmax}}} = \\ &= \max_q \min_W \left. \frac{d\bar{E}}{dL} (q, H, W) \right|_{i_W=-1, \gamma_c, \delta_{\text{ВТmin}}}. \end{aligned} \quad (3.51^*)$$

В условиях достаточно частых в преддверии полета ОК «Буран» «ухудшающих» уточнений аэродинамических характеристик, инерционно-массовых и центровочных характеристики, и неполной автоматизации описанных процедур, в частности (3.51*), (3.52), с учетом накопленного опыта расчетов принято достаточным вместо выражений (3.51*), (3.52) использовать выражение

$$q_{\text{ном}}(H) \Big|_{\gamma_c} = k_q \cdot q_{\min}(H) \Big|_{\gamma_c} + (1 - k_q) \cdot q_{\max}(H) \Big|_{\gamma_c}, \quad k_q \approx 0,4 = \text{const}, \quad (3.52^*)$$

где коэффициент k_q подлежит уточнению по результатам моделирования соответствующих предельных траекторий.

Следует подчеркнуть, что необходимость сопряжения с требуемыми для перехода на участок ЗП параметрами требует также определенной корректировки как границ (3.50), так и номинального режима $q_{\min}(H) \Big|_{\gamma_c}$ изменения скоростного напора.

Зависимость программных режимов скоростного напора от угла крена

Анализ полученных численных результатов показывает, что в первом приближении зависимость граничных и номинальной зависимостей скоростного напора ОК от угла крена на участке ПМ может быть принята в линейном виде:

$$q_{\text{ном}(\min, \max)}(H, \gamma_c) = q_{\text{ном}(\min, \max)}(H) \Big|_{\gamma_c=0} + \frac{q_{\text{ном}(\min, \max)}(H) \Big|_{\gamma_c=45} - q_{\text{ном}(\min, \max)}(H) \Big|_{\gamma_c=0}}{45} \cdot |\gamma_c|. \quad (3.54)$$

Формирование базового спирального элемента в горизонтальной плоскости

Постановка задачи

Для обеспечения высокой надежности отслеживания ОТ используемый при построении ОТ спиральный элемент должен отвечать требованию гарантируемой его реализуемости посредством использования располагаемых ресурсов управления без нарушения установленных ограничений на всем множестве режимов полета, порождаемых управляемым движением ОК из принятой области начальных состояний при любых допустимых сочетаниях возмущений.

В условиях, когда момент перехода на движение с нулевым номинальным креном в соответствии со структурой и параметрами конкретной ОТ может лежать в широком диапазоне; реализуемость спирального элемента целесообразно понимать как реализуемость перехода из любой точки спирального элемента в любую другую его точку в направлении движения. Для траекторного движения реализуемость в указанном смысле есть гарантированность обеспечения программного радиуса кривизны в любой точке спирального элемента за счет выработки соответствующего значения угла крена без превышения принятых ограничений при всех возможных (допустимых) режимах полета.

Определяющими ограничениями в рассматриваемой задаче являются ограничения вертикальной перегрузки (n_y) по прочности конструкции и ограничение угла атаки по условиям устойчивости:

$$\begin{cases} n_{y1} \leq n_{y\max}; \\ \alpha \leq \alpha_{\text{доп}}(M), \end{cases} \quad (3.55)$$

которые с достаточной точностью могут быть сведены к соответствующим ограничениям угла крена:

$$\begin{cases} |\gamma| \leq \gamma_{\max} = 57,3 \cdot \arccos[\cos\Theta / (n_{y\max} - \Delta n_y)]; \\ |\gamma| \leq \gamma_{\text{доп}} = 57,3 \cdot \arccos[\cos\Theta / (S \cdot q \cdot c_y(M, \alpha_{\text{доп}}(M), \delta_{\text{ВТ}}) / G - \Delta n_y)], \end{cases} \quad (3.56)$$

где $\Delta n_y = n_y - \cos\Theta / \cos\gamma$.

Потребное для реализации некоторого радиуса $R_{\text{кр}}$ кривизны значение $\gamma_{\text{оп}}$ угла крена может быть определено из выражения

$$|\text{tg } \gamma_{\text{оп}}| = V_{\text{к}}^2 \cdot \cos\Theta / (g \cdot R_{\text{кр}}) / (1 + \Delta n_y \cdot \cos\gamma_{\text{оп}} / \cos\Theta). \quad (3.57)$$

С целью максимального использования маневренных возможностей ОК в горизонтальной плоскости естественно сформулировать рассматриваемую задачу следующим образом.

Сформировать спиральный элемент (невогнутую программную кривую $R_S(\varphi_S)$, где R_S , φ_S – полярные координаты с центром D_S , таким, что угол α_S между касательной к кривой и радиусом-вектором $\vec{R}_S$ в любой точке кривой удовлетворяют соотношению $0^\circ < \alpha_S < 180^\circ$), такой, что в каждой его точке радиус кривизны является максимально допустимым, т.е. таким, что выполняются условия:

- модуль потребного угла $\gamma_{\text{оп}}$ не превышает значения $\bar{\gamma} = \min \{ \gamma_{\max}, \gamma_{\text{доп}} \}$ ни при каком из возможных режимов полета по этой кривой;
- $\gamma_{\text{оп}} = \bar{\gamma}$ хотя бы при одном из возможных режимов.

Возможные режимы полета, в данном случае движения ЦМ, определяются допустимыми сочетаниями значений $V_{\text{к0}}$, Θ_0 , отклонениями

аэродинамических и инерционно-массовых характеристик ОК от номинальных значений, атмосферными возмущениями, а также реализациями управляющих воздействий (вертикальной перегрузки, угла крена, угла раскрытия воздушного тормоза), обусловленными структурой и параметрами системы управления, и реализациями информационных ошибок.

Будем считать, что значения V_{k0} , Θ_0 некоррелированы и принадлежат соответственно интервалам $[V_{k0\min}, V_{k0\max}]$, $[\Theta_{0\min}, \Theta_{0\max}]$, а эксплуатационный диапазон веса $[G_{\min}, G_{\max}]$, диапазоны и взаимосвязь отклонений аэродинамических и центровочных характеристик известны. В качестве атмосферного возмущения, как наиболее сильное, рассматривается горизонтальный струйный ветер, максимальная скорость которого ограничивается зависимостью $W_{\max}^{3\sigma}(H)$, соответствующей вероятности 0,997 для основного аэродрома посадки, а направление ψ_W может принимать любое значение.

Реализация управляющих воздействий $\Delta n_y, \delta_{BT}$ может быть определена заданием некоторой реализации скоростного напора в рамках принятых ограничений $[q_{\min}(H, \gamma), q_{\max}(H, \gamma)]$. В этом случае определяющей для рассматриваемой задачи информационной ошибкой является погрешность измерения скоростного напора, удовлетворяющая ограничению $|\Delta q_{\text{изм}}| \leq \Delta q_{\text{изм}}(M)$.

Понятно, что в такой постановке спиральный элемент есть совокупность бесконечного множества точек $R_S(\varphi_S)$, для каждой из которых должна быть решена оптимизационная задача максимизации радиуса кривизны при $\gamma_{\text{оп}} = \bar{\gamma}$ соответствующим выбором допустимой совокупности начальных условий, характеристик ОК, реализаций струйного ветра, заданной зависимости и погрешности измерения скоростного напора. Бесперспективность поиска такого решения очевидна.

Рассмотрим пути упрощения задачи.

Прежде всего, следует ограничить множество режимов полета, на котором ищется решение. Учитывая, что искомая кривая есть траектория движения ЦМ, будем рассматривать только достаточно «медленные» реализации $q^{\text{зад}}, \Delta q_{\text{изм}}, W, \psi_W$. Можно предположить далее, что для данной задачи достаточно рассматривать только «квазипостоянные» реализации:

$$\begin{aligned}\eta(t) &= \eta_{\min}(t) \cdot k_{\eta} + \eta_{\max}(t) \cdot (1 - k_{\eta}); \\ 0 \leq k_{\eta} \leq 1, \eta &\in \{q^{\text{зад}}, \Delta q_{\text{изм}}\}.\end{aligned}\quad (3.58)$$

Из выражения (3.57) следует, что наибольшее влияние на потребный угол крена при фиксированных значениях q, Θ оказывает максимальный попутный ветер (за счет повышения V_K);

$$\begin{aligned}W(t) &= W_{\max}^{3\sigma}(H(t)); \\ \psi_W(t) &= \psi_{\Pi}(t).\end{aligned}\quad (3.59)$$

Будем рассматривать только сочетание аэродинамических моментных характеристик и центровок, определяющее максимальное балансировочное значение угла атаки для каждого режима, в комплексе с сочетанием отклонений силовых аэродинамических характеристик:

$$k_{\Delta c_x} = k_{\Delta c_y} = k_{\Delta c}, k_{\Delta c} = \Delta c / (c - c_{\text{ном}}), k_{\Delta c} \in [-1; 1], c \in \{c_x, c_y\}. \quad (3.60)$$

Аналогичным (3.58) образом могут быть описаны множества значений $V_{K0}, \Theta_0, G, k_{\Delta c}$:

$$\begin{aligned}\mu &= \mu_{\min} \cdot k_{\mu} + \mu_{\max} \cdot (1 - k_{\mu}); \\ 0 \leq k_{\mu} \leq 1, \mu &\in \{V_{K0}, \Theta_0, G, k_{\Delta c}\}.\end{aligned}\quad (3.61)$$

Будем считать, что множества условий полета (3.58), (3.61) с достаточной точностью могут быть описаны дискретным множеством значений:

$$\begin{aligned}k_{\lambda_j} &= \Delta k_{\lambda} \cdot j_{\lambda}; \\ \Delta k_{\lambda} &= 1/J_{\lambda}, j_{\lambda} = 0, 1, \dots, J_{\lambda}; \lambda \in \{\eta, \mu\}.\end{aligned}\quad (3.62)$$

Наконец, сам спиральный элемент будем искать как дискретное многообразие точек (R_{Si}, φ_{Si}) .

Таким образом, окончательно может быть сформулирована следующая задача.

Задача

На дискретном множестве режимов полета (3.58)...(3.62) сформировать дискретное многообразие точек (R_{Si}, φ_{Si}) спирального элемента, в каждой из которых выполняется условие

$$R_{кр}(\varphi_{Si}) = \max_{i, N} \frac{V_{kn}^2(\varphi_{Si}) \cdot \cos \Theta_n(\varphi_{Si})}{g \cdot \operatorname{tg} \bar{\gamma}_n(\varphi_{Si}) \cdot [1 + \Delta n_{yn}(\varphi_{Si}) \cdot \frac{\cos \bar{\gamma}_n(\varphi_{Si})}{\cos \Theta_n(\varphi_{Si})}]}; \quad (3.63)$$

$$N = (k_{q_{\text{зад}}} + 1) \cdot (k_{\Delta q_{\text{изм}}} + 1) \cdot (k_{V_{K_0}} + 1) \cdot (k_G + 1) \cdot (k_{\Delta c} + 1),$$

где n – номер режима (сочетания условий) полета.

Методика решения

Для решения поставленной задачи разработана численная итерационная процедура, формирующая последовательные приближения в ходе перебора режимов полета на основе численного интегрирования уравнений движения ЦМ ОК.

При этом использованы прототипы алгоритмов системы траекторного управления (СТУ) и балансировочные силовые аэродинамические характеристики ОК «Буран». Динамика короткопериодического движения в контуре перегрузки имитируется аperiodическим звеном.

Начальное приближение формируется как траектория полета при нулевых начальных условиях $x_0 = z_0 = \psi_{п0} = 0$ и номинальных начальных условиях $H_0, V_{K0 \text{ ном}}, G_{\text{ном}}, W = 0, k_{q_{\text{зад}}} = 0.5, k_{\Delta q_{\text{изм}}} = 0, k_{\Delta c} = 0$ при $\gamma = 50 = \text{const}$ до $H \leq 0$. Результатом такого приближения являются массивы $\{H_i\}, \{R_{Si}\}, \{\alpha_{Si}\}, \{R_{кpi}\}, \{\gamma_i^{\text{прогр}}\}$, пересчитанные к принятому дискретному, с постоянным шагом множеству $\{\varphi_{Si}\}$, соответ-

ствующие выбору в качестве центра спирального элемента центра окружности, вписанной в завершающий участок спирали.

В ходе каждого следующего приближения производится моделирование полета ОК с отслеживанием полученной спирали до $H=0$ либо $\varphi_S \geq \varphi_{S\max} = \max_i \varphi_{S_i}$ и одновременно рассчитываются значения $\gamma_{\text{оп}}$, $\gamma_{\text{доп}}$, γ_{max} согласно (3.56), (3.57) с дискретностью выработки команд траекторного управления. Если при этом везде $\gamma_{\text{оп}} \leq \bar{\gamma} + \Delta\gamma$, где $\Delta\gamma$ – некоторый допуск, то по окончании реализации производится переход к следующему режиму полета. В противном случае для каждой из точек φ_S^* , где $\gamma_{\text{оп}} > \bar{\gamma} + \Delta\gamma$, определяется новое значение $\gamma^{\text{прогр}}$, такое, что реализация радиуса кривизны, соответствующего полету в условиях начального приближения с учетом измененной зависимости $\gamma^{\text{прогр}}(\varphi_S)$, требует при значениях V_k , Θ , Δn_y , $\bar{\gamma}$, взятых в данной точке текущего приближения, выработки значения $\gamma_{\text{оп}} = \bar{\gamma}$. С учетом (3.57) такое значение может быть определено, как

$$\gamma_{k+1}^{\text{прогр}}(\varphi_S) = 57,3 \cdot \arctg \frac{R_{\text{кр}k}(\varphi_S^*) \cdot g \cdot \tg \gamma_k^{\text{прогр}}(\varphi_S^*)}{V_k^2 \cdot \cos \Theta} \cdot (1 + \Delta n_y \frac{\cos \bar{\gamma}}{\cos \Theta}) \cdot \tg \bar{\gamma} \cdot k_\gamma, \quad (64)$$

где k – номер приближения, k_γ – некоторый близкий к единице ($k_\gamma \leq 1$) коэффициент для обеспечения сходимости. Расчет данной реализации заканчивается при превышении количеством таких точек некоторой величины либо в случае прекращения нарушения ограничения. Таким образом, корректируется зависимость $\gamma^{\text{прогр}}(\varphi_S)$ спирального элемента, после чего осуществляется моделирование полета в условиях начального приближения при новой $\gamma^{\text{прогр}}(\varphi_S)$, изменяется значение $\varphi_{S\max}$, если $\varphi_{S_k|H=0} < \varphi_{S\max}$, формируются вновь все указанные выше массивы и опять производится отслеживание спирального элемента для рассматриваемого режима полета. Если же в ходе итераций получено $\bar{\gamma} = 0$, это означает невозможность гарантированного выполнения ограничений (3.55) в рассматриваемых условиях, следствием чего дол-

жен быть пересмотр исходных данных (корректировка зависимости $q_{\min}(H, \gamma)$ в сторону повышения, снижение принятого в СТУ ограничения на заданное значение Δn_γ , сужение множества рассматриваемых режимов полета). В рамках же поставленной задачи устанавливается $\gamma^{\text{прогр}}(\varphi_S^*) = 0$ и производится переход к следующему режиму.

Результаты численного расчета

При проведении численного расчета приняты следующие исходные данные:

$$\begin{aligned} V_{k0 \min} &= 460 \text{ м/с}; & V_{k0 \max} &= 580 \text{ м/с}; & J_{V_{k0}} &= 5; \\ \Theta_{0 \min} &= -17.5^\circ; & \Theta_{0 \max} &= -2.5^\circ; & J_{\Theta_0} &= 4; \\ J_{q^{\text{зад}}} &= 5; & J_{\Delta q_{\text{изм}}} &= 3; & J_{K_{\Delta c}} &= 3. \end{aligned}$$

Зависимости $q_{\min}(H, \gamma)$, $q_{\max}(H, \gamma)$, $\Delta q_{\text{изм}}(M)$, $\alpha_{\text{доп}}(M)$ (в кусочнолинейном до последующего сглаживания виде) приведены на рис. 3.1, 3.2.

Общее число рассмотренных сочетаний условий полета с учетом начального приближения составило 5401.

Полученный спиральный элемент в координатах X, Z с метками высоты представлен на рис. 3.3. Там же для сравнения показан спиральный элемент, соответствующий полету с $\gamma^{\text{прогр}} \equiv 45^\circ$ в условиях начального приближения. На рис. 3.4 приведена соответствующая полученному спиральному элементу зависимость $\gamma^{\text{прогр}}(H)$.

Анализ полученных результатов показал следующее:

- Спиральный элемент практически полностью (кроме $H > 18000$ м, H соответствует полету в условиях начального приближения) определяется ограничением угла атаки.
- Максимальное значение программного угла крена составляет $48,4^\circ$ в начальной точке, затем имеет место быстрое уменьшение до $3,4^\circ$ ($H = 11300$ м) и снова до $5,1^\circ$ ($H = 9100$ м) в транзвуковой области,

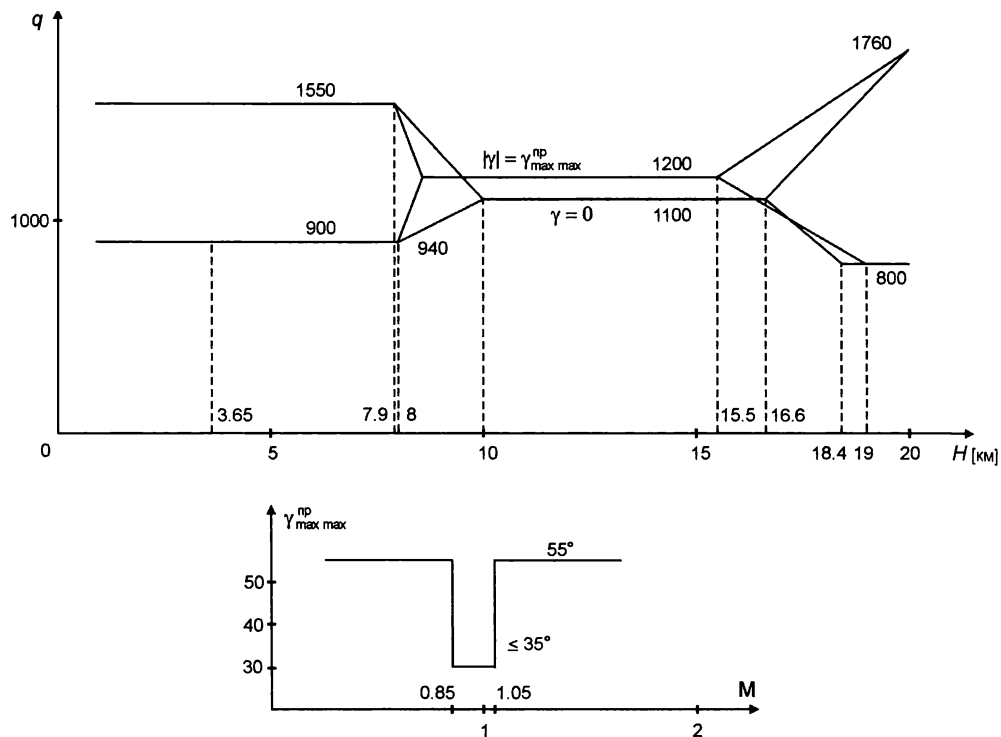


Рис. 3.1. Граничные зависимости скоростного напора

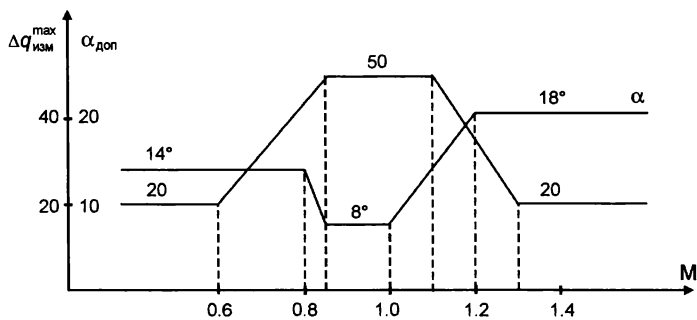


Рис. 3.2. Допустимый угол атаки и погрешность измерения скоростного напора

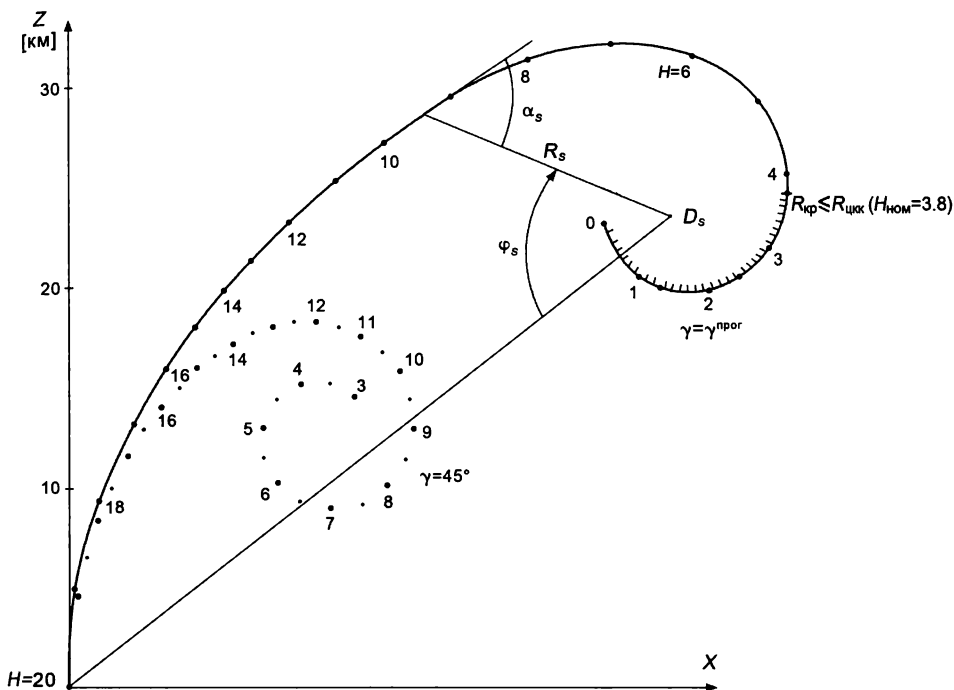


Рис. 3.3. Базовый спиральный элемент максимальной гарантированной кривизны в горизонтальной плоскости

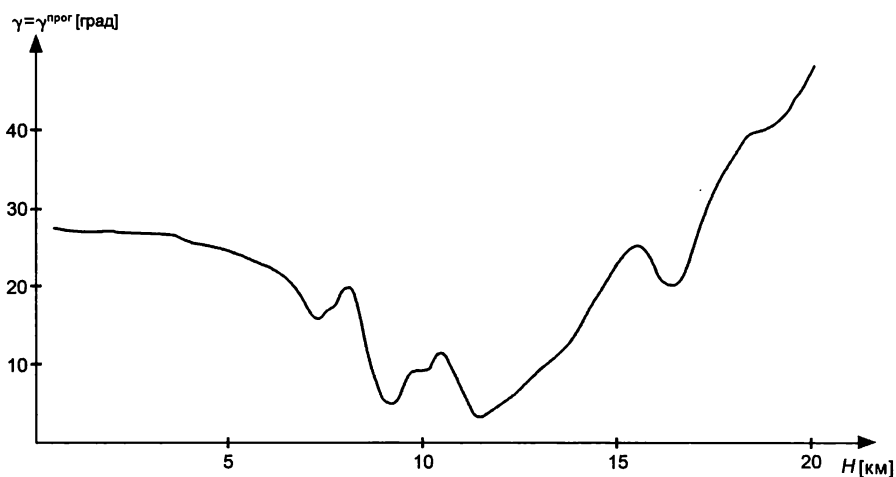


Рис. 3.4. Программная зависимость угла крена базового спирального элемента максимальной гарантированной кривизны

после чего практически монотонно повышается до $\approx 28^\circ$ в дозвуковой области. (Определенная колебательность полученной зависимости обусловлена методическим влиянием динамики контура управления в вертикальной плоскости и может быть снижена соответствующим выбором настроек регуляторов.) Сравнение спиральных элементов для $\gamma^{\text{прогр}}(\varphi_S)$ и $\gamma^{\text{прогр}} \equiv 45^\circ$ показывает существенное различие маневренных возможностей. Так, общий угол поворота по спирали в диапазоне $H=20\,000\dots 4\,000$ м уменьшается с $\sim 440^\circ$ до $\sim 180^\circ$. Характеристики полученного элемента показывают, что реализуемость облета ЦКК не гарантируется, так как везде в указанном диапазоне $R_{\text{кр}} > R_{\text{ЦКК}} = 6000$ м.

- В ходе формирования спирального элемента выявлены также «спиралеобразующие» сочетания условий полета. Определяющее значение при этом имеют сочетания, содержащие максимальный вес, минимальные значения аэродинамических коэффициентов c_x, c_y , предельные значения $\Theta_0, q^{\text{зад}}$. Эта информация может быть использована для сокращения объема расчетов в случае необходимости корректировки спирального элемента при изменении исходных данных, а также при обработке системы управления.

3.2. Формирование опорной траектории

Если базовые программные режимы определены, то решение пространственной двухточечной краевой задачи построения ОТ может быть реализовано в рамках следующей трехуровневой процедуры.

Целью первого (низшего) уровня является решение краевой задачи для части параметров состояния – в горизонтальной плоскости – в рамках первичной структуры ОТ «спираль – прямая – спираль», где «спираль» и «прямая» есть базовые режимы с креном и без крена соответственно. Для решения этой части задачи необходимо иметь определенное описание «базовой спирали» – проекции программного разворота на горизонтальную плоскость.

Задачей второго уровня процедуры построения ОТ является оценка удовлетворительности полученного решения для параметров состояния в плоскости развертки ОТ и при необходимости задействование расширенной структуры ОТ для максимально возможного доведения количественного показателя этой оценки до требуемого уровня. Такая оценка приближенно может быть сформирована в виде невязки между располагаемым и потребным уровнями полной механической энергии, определяемыми соответственно текущими и номинальными для конкретной ОТ значениями высоты и кинематической скорости в начальной точке ОТ. Формирование указанной оценки требует знания зависимостей $H_{\text{ном}}(L)$, $V_{\text{кном}}(L)$ «спирального» и «прямолинейного» режимов. Расширенная структура ОТ используется для ликвидации избытка полной энергии либо в случае отсутствия решения в рамках первичной структуры для фиксированного сочетания направлений обхода (знаков угла крена) спиральных участков. Как показывает опыт создания системы управления ОК «Буран», в качестве расширенной достаточно использовать структуру «спираль (отворота) – спираль (доворота) – прямая – спираль». При этом задачей второго уровня является также определение направлений обхода всех спиральных участков и величины отворота, обеспечивающих минимально возможное в рамках принятой структуры значение энергетической невязки.

Существенное значение как для достоверности энергетической оценки, так и для обеспечения условий качественной отработки ОТ имеет учет располагаемой скорости перекладки крена как на начальном участке, так и на участках сопряжения элементов ОТ. Учет ограниченности скорости перекладки крена приводит к необходимости «раздвижки» соответствующих элементов ОТ в боковом по отношению к траектории направлении. Необходимые для такого учета аналитические соотношения могут быть получены на основе модификации аналитической кривой специального вида – «локона (вер-

зиеры) Аньези». Основы такого подхода можно продемонстрировать на примере перехода с «прямолинейного» участка на «спираль» (для простоты изложения – постоянного радиуса кривизны) в горизонтальной плоскости.

Требованию желаемого монотонного изменения угла крена от нуля до номинального, соответствующего радиусу R кривизны, значения $|\gamma_{\text{оп}}| \approx \arctg(V_K^2 \cdot \cos\Theta / R / g)$ соответствует (при условии «медленного» изменения $V_K^2 \cdot \cos\Theta$) требование монотонного изменения радиуса кривизны переходной кривой от 0 до $1/R$. Этому условию соответствует участок SN (рис. 3.5) так называемого локона Аньези, описываемого уравнением

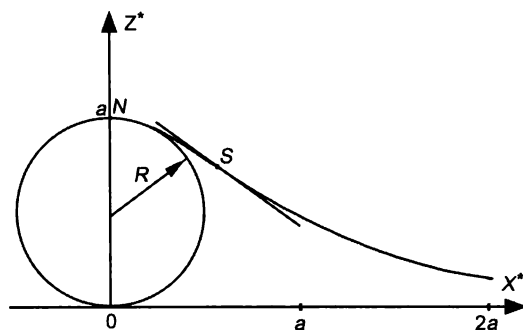


Рис. 3.5. Описание перехода с прямой на окружность «локоном Аньези» в прямоугольной системе координат

$$z = \frac{a^3}{x^2 + a^2}, \text{ где } a = 2R. \quad (3.65)$$

С целью обеспечения возможности вариации точки S (и тем самым потребной скорости изменения кривизны) модифицируем выражение (3.65)

$$z = \frac{R^3}{\nu x^2 + \mu R^2}. \quad (3.66)$$

С учетом выражения для радиуса кривизны

$$Kp(x) = \frac{|z''_x|}{[1 + (z'_x)^2]^{3/2}} \quad (3.67)$$

и условия

$$Kp(0) = 1/R \quad (3.68)$$

получаем

$$z = \frac{R^3}{0,5\mu^2 x^2 + \mu R^2}; \quad (3.69)$$

$$Kp(x) = R^3 \frac{(0,5\mu x^2 + R^2)^3 \cdot |1,5\mu x^2 - R^2|}{[(0,5\mu x^2 + R^2)^4 + R^6 x^2]^{3/2}}. \quad (3.70)$$

Для решения задачи построения опорной траектории и управления с учетом переходных участков более удобным является описание зависимости (3.69) в полярной системе координат – в координатах r , η . Подставляя в (3.69) выражение для пересчета координат x , z в полярную систему

$$\begin{cases} x = r \cdot \sin \eta; \\ z = r \cdot \cos \eta - \frac{\mu - 1}{\mu} R, \end{cases}$$

получим выражение для радиуса кривизны переходного участка

$$Kp(x) = \frac{[(0,5\mu \cdot r^2 \cdot \sin^2 \eta + R^2)^4 + R^6 \cdot x^2 \cdot \sin^2 \eta]^{3/2}}{R^3 \cdot (0,5\mu \cdot r^2 \cdot \sin^2 \eta + R^4)^3 |0,5\mu \cdot r^2 \cdot \sin^2 \eta - R^2|}. \quad (3.71)$$

Опуская промежуточные преобразования, можно получить выражения для полярных координат характерных точек переходной кривой (рис. 3.6):

$$\begin{cases} r_S = BS = R \frac{1}{\mu} \sqrt{\mu^2 + 0,1667\mu + 0,0625}; \\ \eta_S = \arccos \frac{\mu - 0,25}{\mu \sqrt{\frac{2}{3\mu} + \frac{(\mu - 0,25)^2}{\mu^2}}}; \end{cases} \quad (3.72)$$

$$\begin{cases} r_M = BM = R \frac{\mu + 0,125}{\mu + 27/128} \sqrt{1 + 27/128\mu}; \\ \eta_M = \widehat{MBN} = \arctg(\sqrt{27/128\mu}), \end{cases} \quad (3.73)$$

где точка M – точка касания окружности, концентрической исходной, с касательной к кривой перехода в точке S (точке нулевой кривизны). Расчеты показывают, что для описания переходной кривой постоянного знака кривизны, соответствующей изменению крена от некоторого начального значения γ_0 до соответствующего радиусу кривизны R значению $\gamma_{оп}$ в общем случае, с учетом (при $V_K^2 \cdot \cos \Theta = \text{const}$)

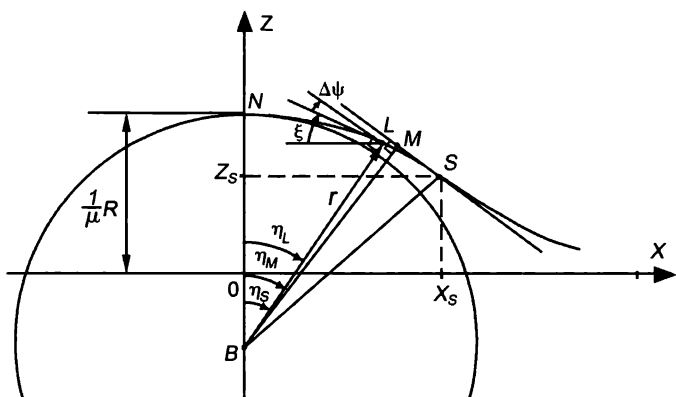


Рис. 3.6. Описание перехода с прямой на окружность «локоном Анъези» в полярной системе координат

$$\frac{\operatorname{tg} \gamma_0}{\gamma_{\text{оп}}} \approx \frac{R}{R_{\text{кр}}},$$

с достаточной точностью можно использовать выражение

$$\frac{\eta}{\eta_s} = \sqrt{1 - \frac{\gamma_0}{\gamma_{\text{оп}}}} - k_{\eta}(R, M) \cdot \frac{\gamma_0}{\gamma_{\text{оп}}} \cdot \left(1 - \frac{\gamma_0}{\gamma_{\text{оп}}}\right).$$

Из выражения (3.73) следует, что при построении ОТ необходимо «нацеливаться» на окружность (спираль) большего, чем номинальный, радиуса.

Угловая протяженность переходного участка η_s может быть определена (при $BS \approx R$) также и посредством выражения

$$\eta_s \approx \frac{\overset{\sim}{SBN}}{R} = \frac{1}{R} \int_{t_s}^{t_N} V_{\text{п}} dt = \frac{V_{\text{пср}} \cdot (t_N - t_s)}{R} \cdot \frac{V_{\text{пср}}}{R} \cdot \frac{\gamma_{\text{оп}}}{\dot{\gamma}_{\text{ср}}},$$

откуда, учитывая

$$R \approx \frac{V_{\text{пн}} \cdot V_{\text{кн}}}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma_{\text{оп}}},$$

$$\eta_s = \frac{V_{\text{пср}} \cdot \operatorname{arctg} \left(\frac{V_{\text{пн}} \cdot V_{\text{кн}}}{g \cdot R} \right)}{R \cdot \dot{\gamma}_{\text{ср}}}.$$

(3.74)

Выражение (3.74) и второе из выражений (3.72) определяют связь свободного параметра μ с желаемой средней скоростью перекладки крена. Таким образом, предварительным выбором значения $\dot{\gamma}_{\text{ср}}$ можно обеспечить необходимое динамическое качество перехода, а также необходимую корректировку сопряжения элементов ОТ. При этом для учета перекладки крена со сменой знака (в случае использования спирали отворота или учета начального крена, противоположного по знаку крену на последующем спиральном элементе) достаточно использовать рассмотренный участок переходной кривой, повернутый на 180° относительно точки S .

Задачей третьего (высшего) уровня процедуры формирования ОТ является организация процедуры смены ОТ в соответствии с реально складывающейся ситуацией в ходе полета. Желательность, а в ряде случаев и необходимость такой смены диктуется возможной недостаточностью степени гарантированности реализации текущей ОТ в реальных условиях полета. Основным (и «простейшим») средством «улучшения» ОТ в ходе полета является процедура «короткого прогноза» – построение, энергетическая оценка «кратчайшей» ОТ первичной структуры (без отворота, с определенным образом выбранными направлениями спиральных участков) и замена ею текущей ОТ в случае достаточной эффективности такой смены. В особых (критических) случаях – повышенное отклонение текущей механической энергии от номинального уровня, длительное отсутствие приемлемых «кратчайших» вариантов – может быть реализован «полный прогноз» – перепостроение ОТ полной (расширенной) структуры.

Следует подчеркнуть, что задействование в структуре ОТ «нижней» спирали – участка сопряжения с ВПП позволяет в некоторой степени компенсировать существенное снижение в целом располагаемого угла разворота вектора горизонтальной скорости на участке ПМ, обусловленное отмеченной выше желательностью существенного

уменьшения крена в ТРЗ. Однако вследствие сильного влияния на начальном этапе разработки традиций самолетовождения, отсутствия на протяжении длительного времени достоверных данных о степени критичности характеристик ОК «Буран» в ТРЗ, наличия определенных сложностей взаимодействия между предприятиями и ведомствами, участвовавшими в разработке проекта, структура ОТ ОК «Буран» в горизонтальной плоскости отличается от описанной выше. ОТ не содержит участок близкого к нулевому крену в ТРЗ в составе «верхней» спирали, а вместо «нижней» спирали используется элемент «окружность (ЦКК)» постоянного радиуса кривизны.

Можно также отметить, что наличие двух спиральных участков в первичной структуре ОТ при использовании описания, задействованного в алгоритмах системы траекторного управления ОК «Буран», соответствующими полиномиальными зависимостями $\varphi_S(H)$, $R_{S_i}(\varphi_S)$, $\alpha_{S_i}(\varphi_S)$ существенно ухудшает временные характеристики построения ОТ. Укажем в этой связи на возможность улучшения характеристик алгоритма формирования ОТ путем использования аналитических выражений на базе аппроксимации базовой «спирали» дугами окружностей таким образом, что ни координаты, ни направление касательной в точках сопряжения дуг не претерпевают разрыва.

3.3. Формирование контуров траекторного управления

В соответствии с изложенной концепцией построения СТУ ПМ следует разработать законы управления, обеспечивающие достаточную близость к ОТ в процессе полета.

В качестве управляющих параметров целесообразно принять заданные значения вертикальной перегрузки, угла раскрытия воздушного тормоза и угла крена.

Заданное значение вертикальной перегрузки, полученное путем комплексирования контура регулирования высоты в соответствии с оставшейся дальностью по проекции ОТ на горизонтальную плос-

кость и контура ограничения скоростного напора в соответствии с принятыми зависимостями $q_{\min}(H, \gamma)$, $q_{\max}(H, \gamma)$, обеспечивает близость к номинальному высотно-скоростному режиму в номинальных условиях и достаточную полноту целесообразного использования принятой области полета в случае неблагоприятного сочетания начального состояния и внешних возмущений.

Задействование изменения угла раскрытия воздушного тормоза для целей траекторного управления возможно (вследствие отмеченных выше проблем с обеспечением необходимых условий для управления движением вокруг ЦМ) и эффективно только на дозвуковых режимах. Выработка угла раскрытия воздушного тормоза в целях регулирования скоростного напора, предусмотренная начиная с планировавшегося второго пуска ОК «Буран», обеспечивает дополнительные ресурсы как для полета при отсутствии возмущений, так и для наиболее полного использования располагаемого диапазона аэродинамического качества в случае необходимости компенсации неблагоприятных условий полета.

В то же время соотношение располагаемого ресурса управления и внешних возмущений на дозвуковом участке полета ОК «Буран» определяет высокую степень возможности компенсации возмущений. Это позволило именно на данном участке первого полета ОК использовать алгоритмы из более широкого множества алгоритмов управления траекторным движением в плоскости развортки ОТ, а именно алгоритмы управления прогнозируемым конечным состоянием (см. раздел 3.5).

Исходная близость траектории полета ОК к проекции ОТ на горизонтальную плоскость (с учетом начального угла крена) обеспечивается описанной выше методикой построения ОТ. Дальнейшее соответствие траектории полета и ОТ в горизонтальной плоскости обеспечивается выработкой заданного крена по информации о боковом отклонении от ОТ с использованием опорного значения угла крена, соответствующего программной кривизне «следа» ОТ. Допол-

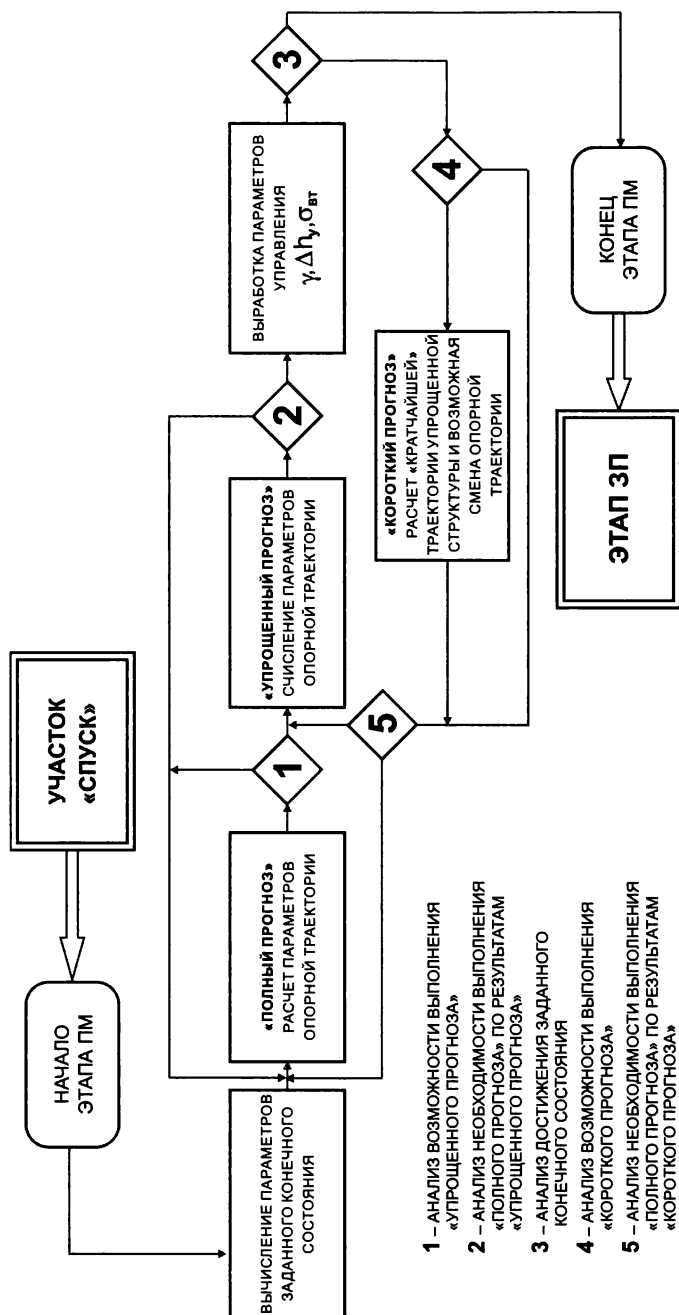


Рис. 3.7. Обобщенная схема процесса траекторного управления на участке предпосадочного маневрирования

нительной функцией контура управления боковым отклонением является содействие непревышению максимально допустимого значения угла атаки путем соответствующего функционального ограничения угла крена.

Обобщенная схема процесса траекторного управления на участке предпосадочного маневрирования приведена на рис. 3.7.

3.4. Выбор способа задания требуемых условий для параметров движения центра масс ОК на высотах передачи управления с участка «Спуск» на участок «Посадка» и с участка ПМ на участок ЗП

Важнейшей характеристикой, позволяющей осуществить обобщенную оценку как маневренных возможностей собственно ОК, так и степени полноты их использования алгоритмами управления, является размер и характер области допустимых начальных состояний (ОДНС) участка ПМ с учетом возмущений. Оценка ОДНС на как можно более ранней стадии проектирования позволяет своевременно выработать рекомендации по возможной доработке конструкции планера, сделать вывод об эффективности его возможного применения.

Трудности получения количественной оценки ОДНС на начальном этапе разработки заключаются в приближенном и неполном знании основных характеристик планера и его подсистем, параллельности проработки частных систем управления на смежных участках (ЗП, ПМ, С) и отсутствием в связи с этим конкретных требований к областям сопряжения участков управления. В то же время необходимость сопряжения участков С и ПМ, характеризуемых во многом различными ресурсными возможностями и, следовательно, методическими особенностями, требует формирования некоторых согласованных условий передачи управления, определяющих, в свою очередь, степень полноты возможного использования ОДНС ПМ. Таким образом, количественная оценка ОДНС ПМ в целом неотделима от оценки «размера» и «вида» ее сечения в горизонтальной плоскости, обусловленного принятыми условиями перехода с участка С на участок П (ПМ).

В связи с этим учет требований и выработка рекомендаций в части желаемых условий перехода с участка С на участок П (ПМ) является одним из важнейших этапов создания как СТУ ПМ, так и системы управления ОК в целом. В частности, в связи с возможностью в процессе эксплуатации ОК реализации схода с различных витков орбиты, использования различных орбит и т.д., обязательным требованием к рассматриваемому сечению ОДНС ПМ является его непрерывность, то есть наличие ОДНС для всех направлений подхода к району посадки.

ОДНС участка ПМ, совпадающая с ОДНС участка «Посадка» в целом, в условиях формирования управления с использованием ОТ определяется, прежде всего, областью параметров состояния, в которой может быть сформирована ОТ приемлемой протяженности. Поэтому первым этапом оценки ОДНС ПМ является построение соответствующих сечений области энергетически приемлемых ОТ в горизонтальной плоскости на высоте передачи управления. При этом, как показывает опыт создания системы управления ОК «Буран», показателем приемлемости может служить определенный уровень согласования располагаемой энергии с потребным для ОТ значением.

Существенным ресурсом расширения полноты использования ОДНС является обеспечение рациональной взаимосвязи горизонтальных координат и направления вектора путевой скорости ОС в момент окончания участка спуска. Понятно, что для формирования кратчайшей траектории (и расширения тем самым ОДНС ПМ в части наиболее удаленных от ВПП начальных точек в горизонтальной плоскости) предпочтительным является начальное направление вектора путевой скорости по касательной к ближайшей из двух возможных для фиксированного направления захода на посадку базовых «спиралей», касающихся оси ВПП в точке «К» – точке, номинально ограничивающей допустимость существенных боковых разворотов в структуре траектории ОК в окрестности ВПП. Однако специфичность формы спиралей, невозможность в ряде случаев перенацеливания при пересечении на участке спуска оси $Z=0$ (продолжения оси ВПП) не позволяет

рассчитывать на такие начальные для ПМ условия. В ходе исследований найден довольно простой и одновременно эффективный способ начального нацеливания – обеспечение начального направления вектора путевой скорости на некоторую точку N на оси $Z=0$. При этом значение координаты x_N , наилучшее в смысле расширения указанного сечения ОДНС ПМ, подлежит определению.

Анализ соответствующих ОТ показывает, что при удалении от ВПП формируются ОТ повышенной протяженности с малым потребным боковым маневром, возрастающим по мере увеличения рассогласования между начальным направлением путевой скорости и направлением касательной к спирали выхода на ВПП – спираль коррекции курса (СКК)*. В этом случае по мере первоначального приближения начальной точки к ВПП дефицит энергии снижается. Для формирования ОТ при этом достаточно использования первичной структуры (без отворота). При дальнейшем приближении начальной точки возникает избыток энергии, для компенсации которого необходимо задействование полной структуры ОТ, то есть введение отворота. Однако, начиная с некоторой точки, в ходе отворота возникает засечение с СКК (ЦКК), для устранения которого требуется дальнейшее увеличение отворота, что приводит в итоге к дефициту энергии. Таким образом и на большом и на малом расстоянии от ВПП ОТ характеризуются дефицитом энергии, что и предопределяет ограниченность ОДНС.

Дополнительным ресурсом расширения ОДНС является также рациональное взаимоувязанное формирование допусков на конечные для участка спуска значения составляющих вектора состояния в вертикальной плоскости.

Наиболее же эффективным для расширения ОДНС в целом является возможно более раннее задействование в структуре управляющей системы критериев, связанных с достижением не промежуточной, а конечной области. Практически это означает желательность воз-

* По аналогии с ЦКК.

можно более раннего (с учетом наличия необходимой измерительной информации и установления близкой к посадочной конфигурации планера) начала ПМ.

Чрезвычайно важным для траекторий ближней к ВПП границы ОДНС с начальным направлением путевой скорости, близким к направлению посадки, а также для траекторий дальней от ВПП границы с начальным курсом, близким к противоположному направлению, является назначение положения точки «К» возможно более близким к ВПП, при этом передача управления алгоритмам захода на посадку может производиться и до достижения этой точки (в случае их готовности к функционированию в более широкой области начальных условий).

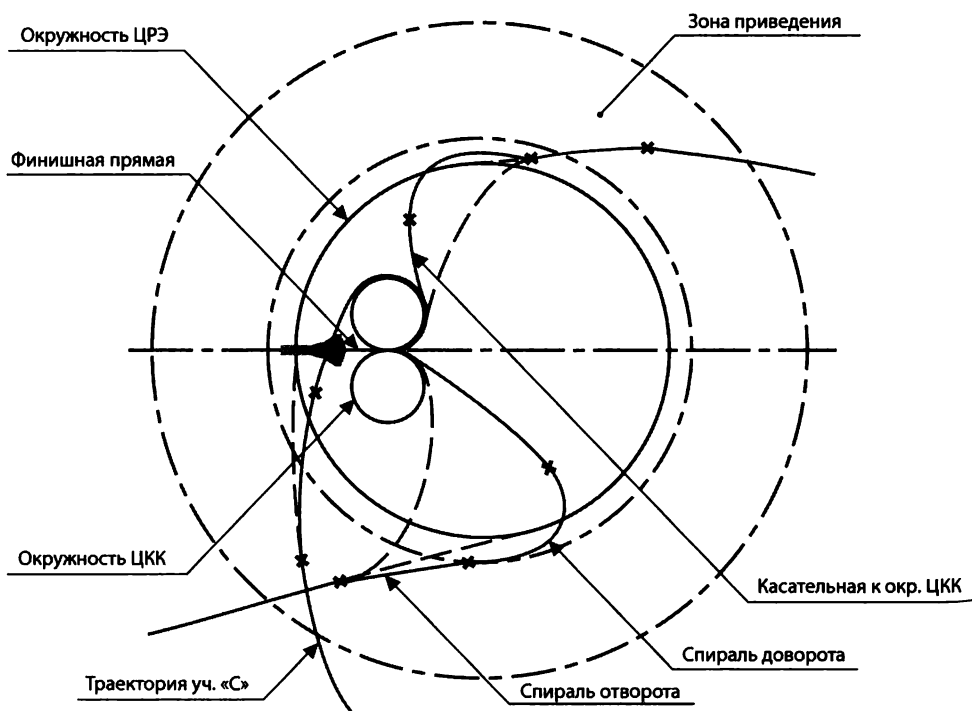


Рис. 3.8. Траектории, реализуемые СТУ ПМ ОК «Буран» в горизонтальной плоскости

В случае ОК «Буран» отмеченные выше временные и организационные особенности, а также влияние традиций самолетовождения обусловили отличие схемы сопряжения участков С, ПМ и ЗП от описанной. Положение точки «К» выбрано фиксированным, соответствующим номинальной высоте (≈ 4000 м) начала захода на посадку. Принятая схема нацеливания в горизонтальной плоскости при переходе с участка С на участок П (ПМ) предусматривает номинальное функциональное направление горизонтальной скорости ОК на высоте перехода (≈ 20000 м). Указанное направление соответствует одной из касательных (прежде всего так называемой «преимущественной») к ЦРЭ («цилиндр рассеивания энергии») радиусом 25 км с центром на расстоянии 24 км по оси ВПП от ее среза в направлении, противоположном направлению захода на посадку.

На рис. 3.8 приведены примеры траекторий, реализуемых СТУ ПМ ОК «Буран» в горизонтальной плоскости.

3.5. Управление по высоте и скорости ОК «Буран» на этапе предпосадочного маневра

Предпосадочное маневрирование ОК «Буран» начинается с высоты $H = 20$ км, происходит с постоянной потерей высоты и скорости, с большими углами наклона траектории (до -30°) и большими вертикальными скоростями ($V_y = -40 \div -150$ м/с). Кроме того, посадка ОК характеризуется быстротечностью (длительность спуска с высоты 20 км до касания ВПП составляет приблизительно 10 минут).

В силу особенностей ОК, принципом управления траекторным движением ОК на этапе предпосадочного маневра является обеспечение соответствия между располагаемой удельной энергией и количеством удельной энергии, потребным для перевода ОК из текущего состояния в заданное конечное – точку окончания предпосадочного маневра.

Определение потребного количества энергии основывается на результатах формирования опорной траектории полета. Скорость рас-

сеяния энергии по дальности планирования dE/dS зависит от силы лобового сопротивления аппарата X и угла наклона траектории Θ :

$$dE/dS = -X/G \cdot \cos \Theta, \quad (3.75)$$

где G – вес ОК,

то есть существует пропорциональность между удельной механической энергией и дальностью планирования.

Обеспечение необходимого баланса энергии может быть достигнуто следующими способами:

- регулированием скоростного напора и/или угла атаки;
- изменением угла раскрытия воздушного тормоза;
- формированием траектории планирования необходимой протяженности.

Первые два способа обеспечивают относительно равномерное приведение энергии ОК к требуемому по длине траектории уровню, поскольку они сводятся к изменению аэродинамического качества. Однако такое регулирование ограничено допустимыми режимами полета (минимально и максимально допустимыми значениями скоростного напора) и обеспечением балансировки аппарата при изменении положения воздушного тормоза.

Третий способ рассеивания излишка удельной энергии является более универсальным, так как отмеченная пропорциональность между длиной траектории и потребной энергией позволяет при большом начальном избытке удельной энергии довести ее уровень до требуемого значения.

Основной задачей на участке полета по сформированной ОТ до точки окончания предпосадочного маневра является приведение аппарата в конечную точку с заданным вектором состояния.

Траектория движения ОК «Буран» в вертикальной плоскости имеет два характерных участка, условно разделяемых моментом $M=0,8$ (табл. 3.1). В продольном канале траекторного управления на первой ($M>0,8$) фазе реализовано регулирование высоты в соответствии со сформированной ОТ. На второй фазе заданное значение угла

атаки (вертикальной перегрузки) формируется в соответствии с алгоритмом терминального управления. При этом на обоих фазах производится комплексирование с контурами ограничения скоростного напора.

На участке терминального управления процесс управления рассматривается в координатах: «прогнозируемый промах по высоте – дальность». Точность и качество отработки заданного значения вертикальной перегрузки обеспечивается контуром устойчивости и управляемости.

Промех по высоте определяется как разность между прогнозируемой и заданной высотой в конечной точке:

$$\Delta H = H_{\text{к прогн}} - H_{\text{к зад}}, \quad (3.76)$$

где $H_{\text{к прогн}}$ – прогнозируемая высота в конечной точке,

$H_{\text{к зад}}$ – заданная высота в конечной точке.

Промех по скорости определяется как разность между прогнозируемой и заданной скоростью в конечной точке:

$$\Delta V = V_{\text{к прогн}} - V_{\text{к зад}}, \quad (3.77)$$

где $V_{\text{к прогн}}$ – прогнозируемая скорость в конечной точке,

$V_{\text{к зад}}$ – заданная высота в конечной точке.

Приняв гипотезу о равнопеременном движении, то есть что ускорение по высоте $U_H = b$, а ускорение по дальности $U_S = a$, где S – дальность до конечной точки в соответствии со схемой выполнения предпосадочного маневра, решая систему уравнений (3.78) для конечной точки

$$\begin{cases} H_{\text{к}} = H + \dot{H}t_{\text{прогн}} + \frac{bt_{\text{прогн}}^2}{2}; \\ \dot{H}_{\text{к}} = \dot{H} + bt_{\text{прогн}}; \\ S_{\text{к}} = S + \dot{S}t_{\text{прогн}} + \frac{at_{\text{прогн}}^2}{2}; \\ \dot{S}_{\text{к}} = \dot{S} + at_{\text{прогн}} \end{cases} \quad (3.78)$$

при условии, что $H_k = H_{k \text{ прогн}}$, $\dot{H}_k = \dot{H}_{k \text{ зад}}$, $S_k = S_{k \text{ зад}}$, $\dot{S}_k = \dot{S}_{k \text{ зад}}$, можно определить значения a , b , $t_{\text{прогн}}$ и $H_{k \text{ прогн}}$.

На основании анализа изменения промаха вырабатывается такое управление, которое должно привести к требуемым величинам производной от промаха к нулю к моменту достижения заданной конечной точки ($S_{k \text{ зад}} = 0$). Текущее значение дальности до конечной точки определяется длиной проекции траектории полета из текущей точки в заданную конечную в соответствии с принятой схемой маневрирования.

Изменение промаха от текущего момента до конечного (рис. 3.9), определяемого достижением заданной дальности, экстраполируется на основании i -го значения промаха, двух предыдущих $(i-1)$ -го и $(i-2)$ -го и управляющего воздействия в i -й момент времени. При экстраполяции принято:

- внесение управляющего воздействия по $\Delta\alpha$ приводит к равномерному изменению производной от промаха в течение трех последующих циклов счета (длительность цикла счета T принята равной 1 секунде);

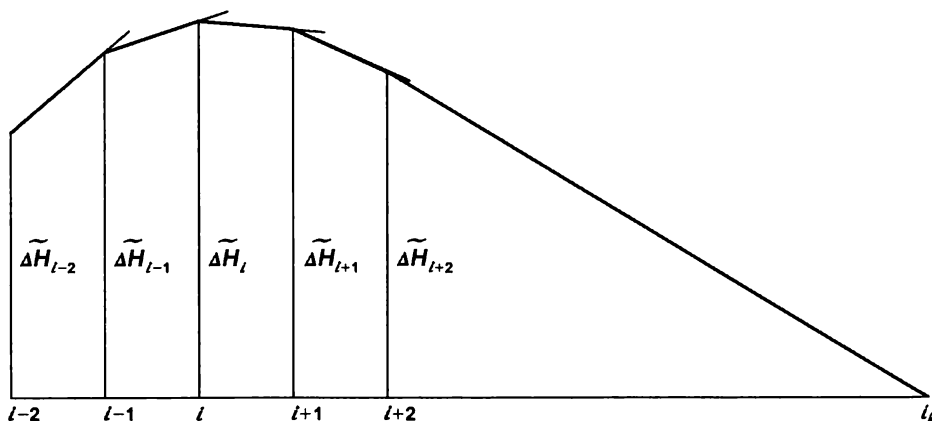


Рис. 3.9. Прогнозирование изменения промаха по высоте в терминальной точке

- имевшая место к моменту внесения управляющего воздействия вторая производная от промаха сохраняется постоянной в течение двух последующих циклов.

Такая гипотеза была выработана на основании предварительного анализа траекторий управляемых полетов ОК и связана с тем, что СУУ обеспечивает отработку заданного угла атаки за 3 секунды при апериодическом характере переходного процесса, то есть предполагается, что через 3 секунды ОК выйдет на заданный угол атаки, который обеспечит попадание в заданную точку.

В результате получено рекуррентное соотношение

$$\Delta H_{i\text{упр}} = \varphi(\Delta\alpha) = \varphi_1(t_{\text{прогн } i}, \Delta H_i, \Delta H_{i-1}, \Delta H_{i-2}, T), \quad (3.79)$$

откуда определяется $\Delta\alpha_{\text{зад}}$:

$$\Delta\alpha_{\text{зад}} = K^{\Delta\alpha}(M, \Delta H_i) \cdot \Delta H_{i\text{упр}}. \quad (3.80)$$

Уточнение задания по $\Delta\alpha$ происходит в результате многократного (на каждом цикле счета) анализа вектора состояния системы, при этом по мере приближения к конечной точке прогноз полета ОК улучшается.

Для управления скоростью ОК на режимах полета $M < 0,8$ использован воздушный тормоз (при $M > 0,8$ воздушный тормоз малоэффективен и находится в среднем положении). Алгоритм выработки управляющего воздействия по изменению положения воздушного тормоза ОК сформирован с использованием прогноза изменения скорости. При прогнозировании скорости принята гипотеза о равномерности ее изменения, то есть

$$V_{\text{кпрогн}} = V_i + a_i \cdot t_{\text{прогн } i}, \quad (3.81)$$

где $t_{\text{прогн } i}$ – прогнозируемое время полета до конечной точки;

a – среднее ускорение, характерное для ОК при среднем положении воздушного тормоза в рабочем диапазоне режимов полета.

Таблица 3.1

Локальное распределение функций управления

№ этапа	Функции управления		
	Боковой канал	Продольный канал	Канал управления скоростью
1	Реализация предельно допустимого угла крена $\gamma_{\max}$	Отслеживание программы по высоте в функции оставшейся дальности по «следу» опорной траектории с ограничением скоростного напора $\Delta n_y^{\text{зад}} = \Delta n_y^{\text{зад}} (\Delta H, \Delta q_{\min}, \Delta q_{\max})$	Реализация программы по воздушному тормозу для обеспечения устойчивости и управляемости ОК $\delta_{\text{вт}}^{\text{зад}} = \delta_{\text{вт}}^{\text{прогр}} (M)$
2	Отслеживание «следа» опорной траектории (спираль)		
3	Наведение по касательной к окружности ЦКК	Терминальное управление с прогнозированием конечного состояния в точке «К» с ограничением скоростного напора $\Delta n_y^{\text{зад}} = \Delta n_y^{\text{зад}} (\Delta \tilde{H}_K, \Delta q_{\min}, \Delta q_{\max})$	Терминальное управление по прогнозируемой скорости в точке «К» $\delta_{\text{вт}}^{\text{зад}} = \delta_{\text{вт}}^{\text{прогр}} (\Delta \tilde{V}_K)$
4	Отслеживание «следа» опорной траектории (окружность ЦКК)		
5	Отслеживание «следа» опорной траектории (финишная прямая)		

Управляющее воздействие, которое определяет заданное положение воздушного тормоза, вырабатывается на основании информации о промахе по скорости

$$\Delta V_i = V_{\text{к прогн}} - V_{\text{к зад}} \quad (3.82)$$

таким образом, чтобы свести этот промах к нулю за время полета, то есть к моменту достижения заданной дальности:

$$\delta_{\text{вт}}^{\text{зад}} = \delta_{\text{вт}}^{\text{ср}} + K^{\delta_{\text{вт}}} \cdot \Delta V_i / t_{\text{прогн}i}. \quad (3.83)$$

Принятые гипотезы изменения промахов достаточно хорошо подтвердились при математическом моделировании полного пространственного движения ОК и при испытательном полете ОК «Буран». Точность приведения ОК «Буран» в испытательном полете в точку окончания предпосадочного маневра позволила осуществить успешную посадку, несмотря на действовавшие значительные ветровые возмущения в районе аэродрома посадки.

Локальное распределение функций управления показано в таблице 3.1.

4. ТРАЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ И АЛГОРИТМОВ ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОГО ВЫРАВНИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ

В разделе представлена разработка и исследование алгоритмов автоматического управления бездвигательным заходом на посадку (ЗП), а также алгоритмов управления заключительного выравнивания ОК, реализованных в БЦВС (при заданной системе комплексной обработки информации и заданной структуре системы улучшения устойчивости и управляемости) и приводится оценка предельных возможностей и точностных характеристик ОК на этих участках полета.

Траектория движения ОК на заключительной стадии полета состоит из следующих этапов:

- этап захода на посадку с высоты $H=4000$ м до высоты $H=20$ м, который осуществляется по заданной опорной траектории;
- этап второго (заключительного) выравнивания с высоты $H=20$ м до касания ВВП;
- этап пробега, который начинается после выработки признака первого обжатия шасси вплоть до останова.

В этом разделе рассматриваются первые два этапа заключительной стадии полета.

4.1. Проектирование алгоритмов управления

Сложность и специфичность режима ЗП ОК во многом определялась особенностями аппарата, изложенными в предыдущих разделах.

В процессе проектирования системы траекторного управления (СТУ) необходимо было удовлетворить ряд жестких требований.

1. Обеспечить выполнение бездвигательной посадки с заданными точностными характеристиками в условиях действия широкого спектра атмосферных возмущающих факторов.

2. Обеспечить совместимость режимов автоматического и пилотируемого полетов, что связано с необходимостью контроля летчиком работы автоматики в процессе выполнения посадки ОК и, в случае необходимости, обеспечения возможности ручного управления при заходе на посадку.

3. Обеспечить решение задачи автоматической посадки ОК с помощью алгоритмов управления с учетом ограниченности вычислительных ресурсов и необходимости качественной отработки программного обеспечения и соответствующих разработанных алгоритмов управления.

В процессе проектирования алгоритмов ЗП решались следующие задачи:

- выбор и обоснование геометрии ЗП в вертикальной плоскости;
- выбор и обоснование вида алгоритмов системы траекторного управления в продольном канале ОК для отдельных режимов управления при наличии вертикальных ветровых возмущений;
- разработка логического алгоритма переключения и согласования контуров стабилизации в продольном канале на различных участках полета;
- выбор и обоснование вида алгоритмов траекторного управления в боковом канале при наличии бокового ветра и переменной скорости движения;
- разработка методов расчета параметров алгоритмов управления при движении ОК с переменной скоростью;
- определение условий автономности каналов управления высотой и скоростью полета ОК за счет введения корректирующих перекрестных связей в продольном канале;
- оценка предельных возможностей разработанных алгоритмов управления по разбросам начальных условий при действии предельно допустимых ветровых возмущений и изменения массы ОК.

В качестве отправной задачи при рассмотрении бездвигательной посадки ОК принималась известная в авиации задача аварийной по-

садки самолета с отказавшими двигателями. При выполнении аварийной посадки схема посадки состоит из двух принципиально разных участков:

- участка равновесного планирования, где отрабатываются имеющиеся начальные рассогласования по скорости и высоте;
- участка первого выравнивания, начинающегося с высоты приблизительно 500–600 м, в процессе которого самолет необходимо вывести в зону начала приземления с приемлемыми параметрами полета.

Из-за малого аэродинамического качества ОК реализуемые при равновесном планировании скорости и углы наклона траектории существенно превосходят значения, необходимые для осуществления нормальной посадки. Поэтому на участке первого выравнивания необходимо изменение как угла наклона траектории, так и скорости планирования. При этом использовался специальный орган управления скоростью – воздушный тормоз.

Переменная скорость планирования при заходе на посадку вызывает существенную взаимосвязь каналов управления высотой и скоростью полета, что сказывается на точности стабилизации заданной траектории. Снижение ОК с изменяемой скоростью полета при действии бокового ветра приводит к появлению статической ошибки для традиционных алгоритмов управления в боковом канале.

Исходя из заданных ограничений по прочности конструкции и требований по устойчивости, были сформированы требования к СТУ ОК и выделены основные проблемы бездвигательной посадки:

1. Обеспечение высокой надежности посадки.
2. Обеспечение посадки из расширенной области начальных условий и повышенного уровня ветровых возмущений.
3. Наличие криволинейной траектории движения с переменной скоростью полета.
4. Управление скоростью с помощью створок воздушного тормоза.

Управление ОК осуществляется путем отслеживания заданной опорной траектории, параметры которой настраиваются в зависимо-

сти от веса ОК при проходе ключевой точки. Исходя из выбранного метода управления, вида траектории движения ОК в вертикальной плоскости и учитывая особенности бездвигательной посадки, были сформулированы основные проблемы, возникающие при проектировании СТУ ОК.

Основными являются:

1. Широкий спектр разбросов начальных условий на момент начала режима приводит к необходимости создания специальных контуров для обеспечения плавного выхода на крутую глассаду.

Предусмотрены следующие контуры управления:

- контур стабилизации максимальной приборной скорости для предотвращения выхода на предельно допустимые значения скоростного напора;
- контур стабилизации минимальной приборной скорости для предотвращения возможности выхода на предельно допустимые углы атаки;
- контур стабилизации заданной высоты полета.

2. Наличие различных участков движения потребовало решения задачи плавного их сопряжения. Для этого был разработан логический алгоритм переключения и согласования структур контуров стабилизации заданных высот и контуров стабилизации заданных скоростей.

3. Переменная скорость движения, начиная с участка первого выравнивания, оказывает существенное влияние на точность стабилизации заданной траектории как в продольном, так и в боковом каналах управления. В связи с этим возникла задача автономного регулирования по каналам высоты и скорости.

Разнообразие специфических требований к системе управления ОК привело к необходимости создания инженерной методики проектирования, использующей комбинацию аналитических методов расчета, автоматизированных систем проектирования, нелинейное математическое и стендовое моделирование.

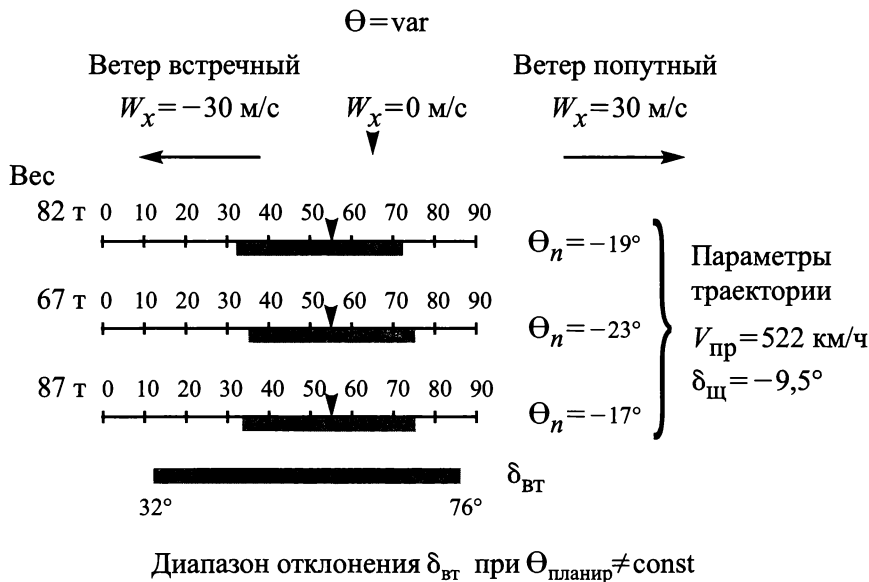
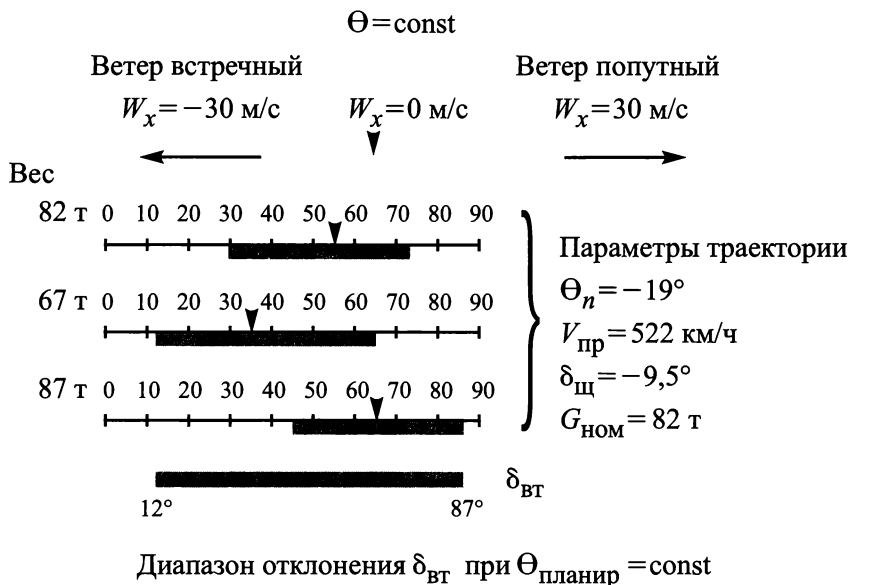


Рис. 4.1. Диапазоны перемещения воздушного тормоза

4.2. Проектирование алгоритмов управления в вертикальной плоскости на участке захода на посадку

При проектировании СТУ ОК соблюдался принцип наращивания динамических контуров. Контур системы устойчивости и управляемости (СУУ) рассматривались как заданные внутренние контуры при проектировании СТУ. Любые коррекции могли проводиться только за счет динамических звеньев, располагаемых в прямых или в обратных цепях управления внешнего контура (СТУ).

Угол наклона крутой глissады выбирался на основе расчета параметров равновесного планирования с учетом разбросов веса ОК. Балансировочный расчет показал, что при заданном разбросе веса ОК для парирования постоянного горизонтального ветра ± 30 м/с при движении по крутой глissаде с постоянной приборной скоростью $V_{\text{пр}} = 522$ км/час необходимо сформировать заданную прямолинейную траекторию с углами наклона от $\Theta_{\text{кг}} = -17^\circ$ до -23° в зависимости от веса изделия. При этом в случае отсутствия ветровых возмущений воздушный тормоз всегда располагался в среднем положении (55°) вне зависимости от веса изделия. Диапазоны перемещения воздушного тормоза в зависимости от веса ОК при действии ветровых возмущений $W_x = \pm 30$ м/с представлены на рис. 4.1. Из приведенных графиков видно, что углы наклона траектории подобраны правильно для различного веса изделия.

На участке первого выравнивания осуществляется переход с крутой глissады на пологую. Для обеспечения требуемой высоты начала первого выравнивания $\sim 400\text{--}500$ м и ограничений на величину развиваемой перегрузки введена промежуточная глissада с углом наклона траектории равным -10° .

Для выполнения условий заключительного выравнивания, близких к стандартным в авиации, угол наклона пологой глissады был выбран равным -2° . Полет на этом участке происходил с постоянным замедлением по скорости.

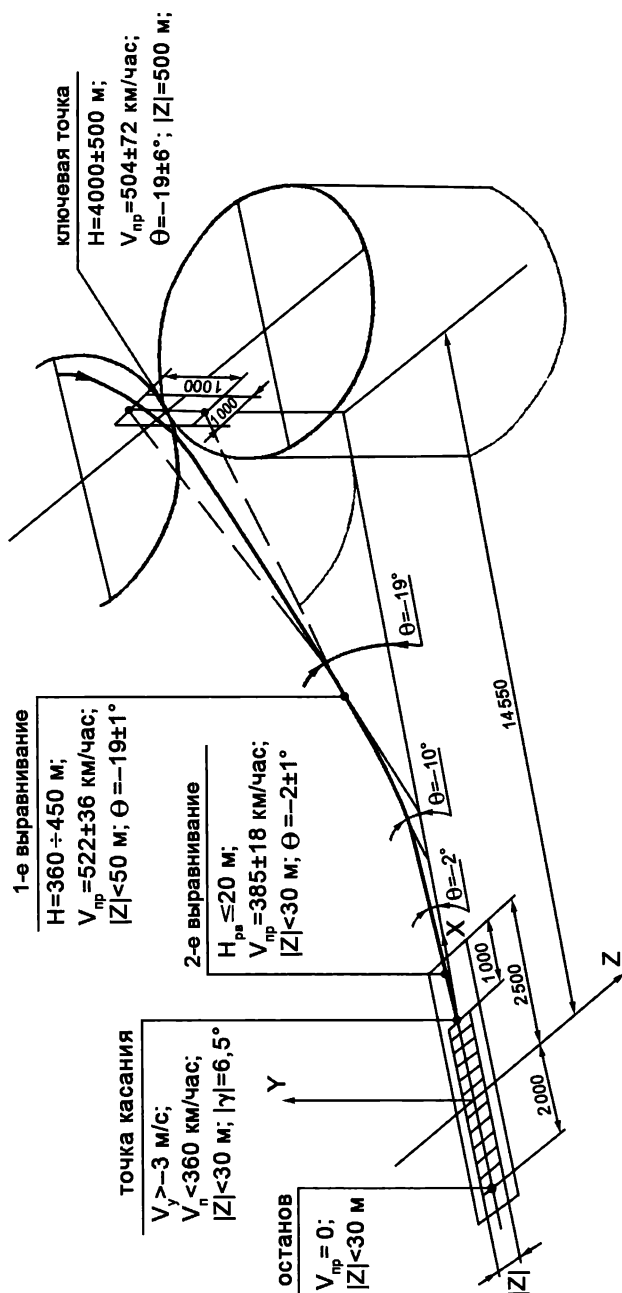


Рис. 4.2. Геометрия захода на посадку ОК в вертикальной плоскости

Окончательно была принята трехгиссадная схема захода на посадку ОК в вертикальной плоскости со следующими параметрами:

$$\Theta_{\text{кг}} = -17^\circ \div -23^\circ; \quad \Theta_{\text{прг}} = -10^\circ; \quad \Theta_{\text{пг}} = -2^\circ,$$

где $\Theta_{\text{кг}}$ – угол наклона крутой гиссады;

$\Theta_{\text{прг}}$ – угол наклона промежуточной гиссады;

$\Theta_{\text{пг}}$ – угол наклона пологой гиссады.

Геометрия захода на посадку ОК в вертикальной плоскости показана на рис. 4.2.

В соответствии с выбранной схемой захода на посадку в контуре СТУ в вертикальной плоскости формируется заданная траектория, состоящая из трех прямолинейных участков. Для отработки заданной траектории были разработаны контуры стабилизации относительно крутой, промежуточной и пологой гиссад. Для уменьшения влияния канала скорости на канал высоты в закон управления по высоте введен сигнал, пропорциональный изменению скорости. В алгоритме управления на участке ЗП в вертикальной плоскости крутая гиссада формируется в функции текущей дальности полета и тангенса угла наклона крутой гиссады в соответствии с выражением

$$H_{\text{зад1}} = H_{10}(G) + X_g \cdot \text{tg} \Theta_{\text{зад1}}(G),$$

где $H_{10}(G) = 2944,4 \cdot \text{tg} \Theta_{\text{зад1}}(G) - 164,5$;

X_g – текущая дальность.

Для выполнения заданных ограничений по прочности конструкции планера и требований по устойчивости в контур СТУ в вертикальной плоскости введены вспомогательные контуры стабилизации $V_{\text{пр max}}$, $V_{\text{пр min}}$. Для улучшения динамики выхода на режим стабилизации крутой гиссады в законы стабилизации $V_{\text{пр max}}$, $V_{\text{пр min}}$ введен сигнал, пропорциональный величине отклонения от заданной вертикальной скорости.

Для обеспечения безударной передачи управления между отдельными контурами разработан специальный логический алгоритм со-

гласования и переключения динамических структур. Логический алгоритм в зависимости от состояния управляемого процесса выбирает необходимую структуру управления. Переключение осуществляется в моменты равенства управляющих сигналов по перегрузке. На момент переключения, кроме внешних факторов, влияет выбор геометрии захода на посадку, а также выбор параметров в алгоритмах управления. Аналоговый прототип алгоритмов управления рулем высоты приводится ниже.

В соответствии с принятой трехглиссадной схемой захода на посадку в вертикальной плоскости (рис. 4.2) заданные значения высоты крутой, промежуточной и пологой глиссад вычисляются следующим образом:

$$H_{\text{зад1}}(G) = H_{10}(G) + X_g \cdot \text{tg} \Theta_{\text{зад}}(G);$$

$$\text{tg} \Theta_{\text{зад1}}(G) = \begin{cases} \text{tg} \Theta_{\text{кр}} + K_{\Theta 1} \cdot \Delta G & \text{при } \Delta G < 0; \\ \text{tg} \Theta_{\text{кр}} + K_{\Theta 2} \cdot \Delta G & \text{при } \Delta G > 0; \end{cases}$$

$$\Delta G = G_{\text{ном}} - G;$$

$$H_{\text{зад2}} = H_{20} + X \cdot \text{tg} \Theta_{\text{прг}};$$

$$H_{\text{зад3}} = H_{30} + X \cdot \text{tg} \Theta_{\text{пг}};$$

$$H_{10}(G) = 2944,4 \cdot \text{tg} \Theta_{\text{зад1}}(G) - 164,5,$$

где X – текущая дальность, м; G – текущий вес ОК, кг.

Заданная скорость изменения высот, соответствующих полету по крутой ($\dot{H}_{\text{зад1}}$), промежуточной ($\dot{H}_{\text{зад2}}$) и пологой ($\dot{H}_{\text{зад3}}$) глиссадам имеет вид:

$$\dot{H}_{\text{зад1}} = V_x \cdot \text{tg} \Theta_{\text{кр}};$$

$$\dot{H}_{\text{зад2}} = V_x \cdot \text{tg} \Theta_{\text{прг}};$$

$$\dot{H}_{\text{зад3}} = V_x \cdot \text{tg} \Theta_{\text{пг}},$$

где V_x – текущая горизонтальная скорость полета.

Для веса ОК $G_{\text{ном}} = 82$ т параметры заданной траектории движения в вертикальной плоскости имеют значения:

$$\Theta_{\text{кг}} = -19^\circ; \Theta_{\text{прг}} = -10^\circ; \Theta_{\text{пг}} = -2^\circ;$$

$$H_{20} = -523,16 \text{ м}; H_{30} = -63,59 \text{ м};$$

$$V_{\text{пр min}} = 432 \text{ км/ч}; V_{\text{пр max}} = 612 \text{ км/ч},$$

где $V_{\text{пр min}}$ – значение приборной скорости, при которой реализуется максимальное аэродинамическое качество;

$V_{\text{пр max}}$ – максимально допустимое значение приборной скорости.

Алгоритм СТУ в вертикальной плоскости формирует сигналы управления относительно крутой, пологой и промежуточной глиссад $\Delta n_{\text{у зад1}}, \Delta n_{\text{у зад2}}, \Delta n_{\text{у зад3}}$, пропорциональные величинам отклонения $\Delta Y_1, \Delta Y_2, \Delta Y_3$ и $\Delta \dot{Y}_1, \Delta \dot{Y}_2, \Delta \dot{Y}_3$.

$$\Delta Y_1 = H_{\text{зад1}} - H_{\text{мв}};$$

$$\Delta Y_2 = H_{\text{зад2}} - H_{\text{мв}};$$

$$\Delta Y_3 = H_{\text{зад3}} - H_{\text{мв}},$$

где $H_{\text{мв}}$ – текущая высота по местной вертикали; V_y – текущая горизонтальная скорость.

Переход с крутой глиссады на промежуточную осуществляется при равенстве управляющих сигналов $\Delta n_{\text{у зад1}} = \Delta n_{\text{у зад2}}$. При этом без формирования специальных сигналов начинается первое выравнивание. Оно происходит на высоте $H \approx 400 \div 480$ м (в зависимости от режима полета и веса ОК). Геометрия захода на посадку в вертикальной плоскости выбрана таким образом, что управление по промежуточной глиссаде $\Delta n_{\text{у зад2}}$ осуществляется в течение 5–6 с, а затем по равенству перегрузок $\Delta n_{\text{у зад2}} = \Delta n_{\text{у зад3}}$ осуществляется переход на

стабилизацию ОК относительно пологой глissады. Для номинальной траектории полета движение по пологой глissаде с $\Theta_{\text{пг}} \approx -2^\circ$ происходит в течение ~ 5 с.

При значительных начальных отклонениях ОК от крутой глissады и больших отклонениях приборной скорости от заданного номинала $V_{\text{пр}0} = 504$ км/час возникает необходимость в ограничениях величины приборной скорости значениями $V_{\text{пр min}}$, $V_{\text{пр max}}$. Для этого в контур траекторного управления был введен вспомогательный контур стабилизации приборной скорости с помощью элевонов, формирующий управляющие сигналы $\Delta n_{y\text{зад}4}$ и $\Delta n_{y\text{зад}5}$, осуществляющие стабилизацию $V_{\text{пр min}}$ и $V_{\text{пр max}}$ соответственно.

Аналоговый прототип закона управления имеет вид:

$$\Delta n_{y\text{зад}1} = K_H \cdot \Delta Y_{1B} + K_{\dot{H}} \cdot \Delta \dot{Y}_1;$$

$$\Delta n_{y\text{зад}2} = K_H \cdot \Delta Y_{2B} + K_{\dot{H}} \cdot \Delta \dot{Y}_2;$$

$$\Delta n_{y\text{зад}3} = K_H \cdot \Delta Y_{3B} + K_{\dot{H}} \cdot \Delta \dot{Y}_3;$$

$$\Delta n_{y\text{зад}4} = K_{V1} \frac{T_{V2} \cdot P + 1}{\tau_{V2} \cdot P + 1} \cdot \Delta V_{\text{пр}4};$$

$$\Delta n_{y\text{зад}5} = K_{V2} \frac{T_{V1} \cdot P + 1}{\tau_{V2} \cdot P + 1} \cdot \Delta V_{\text{пр}5};$$

$$\Delta Y_1 = H_{\text{зад}1} - H_{\text{мв}}; \Delta Y_2 = H_{\text{зад}2} - H_{\text{мв}}; \Delta Y_3 = H_{\text{зад}3} - H_{\text{мв}};$$

$$\Delta \dot{Y}_1 = \dot{H}_{\text{зад}1} - V_y; \Delta \dot{Y}_2 = \dot{H}_{\text{зад}2} - V_y; \Delta \dot{Y}_3 = \dot{H}_{\text{зад}3} - V_y;$$

$$\Delta V_{\text{пр min}} = V_{\text{пр}} - V_{\text{пр min}}; \Delta V_{\text{пр max}} = V_{\text{пр}} - V_{\text{пр max}};$$

$$\sigma_{13} = K_H \frac{P}{\tau_H^{\text{пер}} \cdot P + 1} \cdot V_x; \quad \sigma_{32} = K_{\dot{y}} \cdot \Delta \dot{Y}_1;$$

$$K_j = \text{const};$$

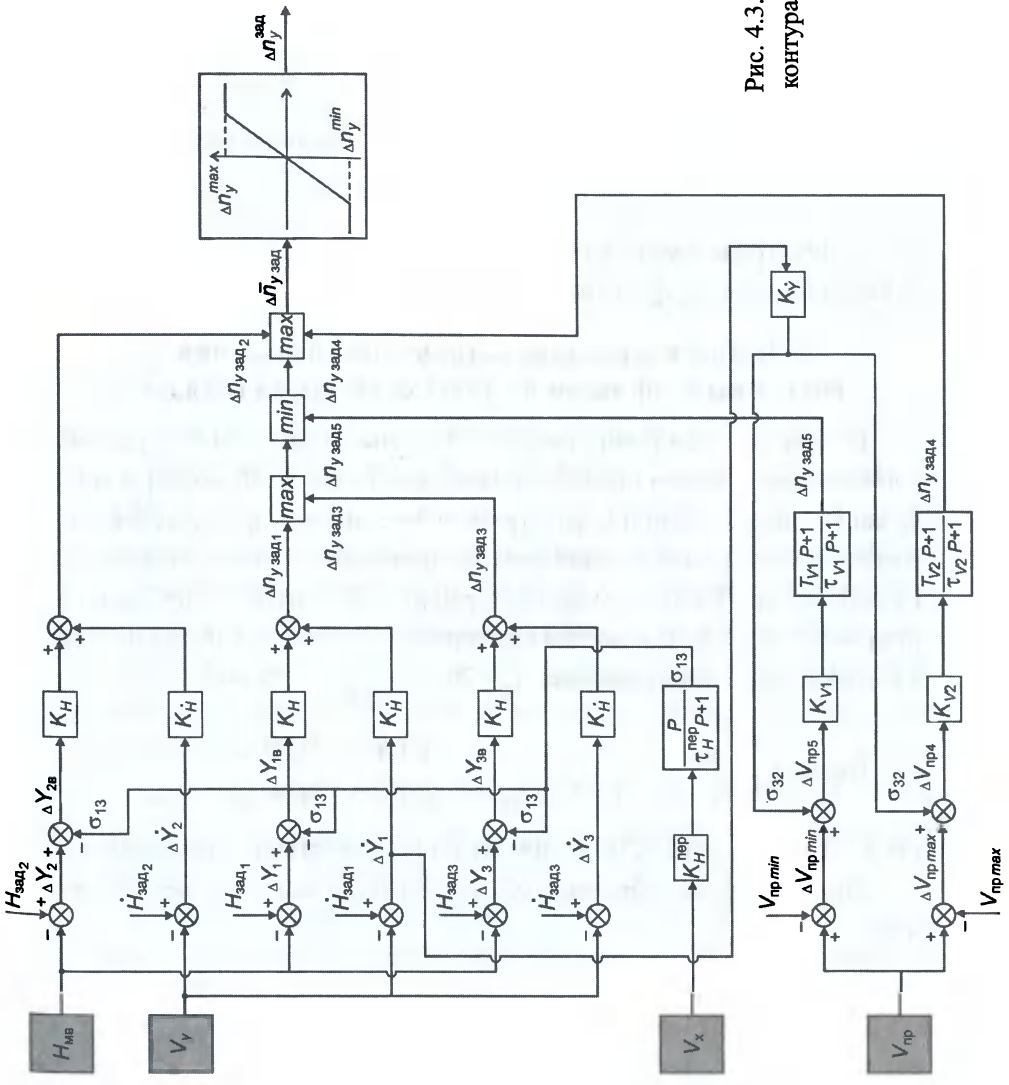


Рис. 4.3. Структурная схема контура стабилизации $H_{зад}$

$$\Delta Y_{1B} = \Delta Y_1 - \sigma_{13}; \quad \Delta Y_{2B} = \Delta Y_2 - \sigma_{13}; \quad \Delta Y_{3B} = \Delta Y_3 - \sigma_{13};$$

$$\Delta V_{\text{пр}5} = \Delta V_{\text{пр} \min} + \sigma_{32}; \quad \Delta V_{\text{пр}4} = \Delta V_{\text{пр} \max} + \sigma_{32};$$

$$\bar{n}_{y\text{зад}} = \max\{\Delta n_{y\text{зад}2}, \Delta n_{y\text{зад}4}, \min[\Delta n_{y\text{зад}5}, \max(\Delta n_{y\text{зад}1}, \Delta n_{y\text{зад}3})]\};$$

$$\Delta n_y^{\text{зад}} = \begin{cases} \Delta n_y^{\min} & \text{при } \bar{n}_{y\text{зад}} \leq \Delta n_y^{\min}; \\ \Delta \bar{n}_{y\text{зад}} & \text{при } \Delta n_y^{\min} < \bar{n}_{y\text{зад}} < \Delta n_y^{\max}; \\ \Delta n_y^{\max} & \text{при } \bar{n}_{y\text{зад}} \geq \Delta n_y^{\max}. \end{cases}$$

Структурная схема контура траекторного управления в вертикальной плоскости представлена на рис. 4.3.

4.3. Проектирование алгоритмов управления воздушным тормозом на участке захода на посадку

В качестве аналогового прототипа закона управления воздушным тормозом был выбран пропорционально-интегральный закон регулирования с демпфирующим фильтром, исключающим прохождение высокочастотных составляющих информационных сигналов. Программа изменения приборной скорости формируется исходя из требований получения заданного значения приборной скорости на момент начала участка второго выравнивания $H_p = 20$ м, $V_{\text{пр} \text{зад}} = 388$ км/ч:

$$V_{\text{пр} \text{зад}} = \begin{cases} V_{\text{пр}0} & \text{при } X \leq -4600 \text{ м;} \\ a_{V0} \cdot X^2 + a_{V1} \cdot X + a_{V0} & \text{при } X > -4600 \text{ м,} \end{cases}$$

где X – текущая дальность, м (при отсчете от расчетной точки касания).

Коэффициенты полинома имеют следующие эмпирические значения:

$$a_{V0} = -45,19 \text{ км/час};$$

$$a_{V1} = -0,24074 \text{ км/час} \cdot \text{м};$$

$$a_{V2} = -0,00002553 \text{ км/час} \cdot \text{м}^2;$$

$$V_{\text{пр}0} = 522 \text{ км/час.}$$

Стабилизация заданной приборной скорости осуществляется путем отклонения створок воздушного тормоза.

Аналоговый алгоритм управления приборной скоростью имеет вид:

$$\sigma_{\text{ВТ}} = \left[\frac{K_{\text{ВТ}}}{\tau_{\text{ВТ}} \cdot P + 1} + \frac{K_i}{P} \right] \cdot \Delta V_{\text{пр}};$$

$$K_{\text{ВТ}} = \text{const}; K_i = \text{const}.$$

С учетом ограничений по углу отклонения $\sigma_{\text{ВТ}}$

$$\bar{\sigma}_{\text{ВТ}} = \begin{cases} \sigma_{\text{ВТ}} & \text{при } 0 < \sigma_{\text{ВТ}} < 87,5 \text{ км/ч;} \\ 87,5 & \text{при } \sigma_{\text{ВТ}} \geq 87,5 \text{ км/ч;} \\ 0 & \text{при } \sigma_{\text{ВТ}} \leq 0 \text{ км/ч;} \end{cases}$$

$$\sigma_{\text{ВТ}}^{\text{авт}} = \frac{1}{\tau_{\sigma} \cdot P + 1} \cdot \bar{\sigma}_{\text{ВТ}}.$$

Структурная схема контура стабилизации $V_{\text{пр зад}}$ представлена на рис. 4.4.

Предварительный выбор коэффициентов в законах управления продольным движением ОК осуществлялся на основе использования метода «замороженных» коэффициентов. Для доказательства правомерности этого метода проводилась проверка условий квазистационарности для режима движения по глиссаде с переменной скоростью планирования.

На основе полученной полной линейной модели движения ОК в продольном канале проведен предварительный выбор коэффициентов с использованием автоматизированной системы «Аспарс».

Для расчета динамических перекрестных связей в законах автономного управления продольным движением ОК использовалась специально разработанная инженерная методика, состоящая из следующих основных этапов:

1 этап – получение аналитического вида динамических перекрестных связей при заданной структуре регулятора;

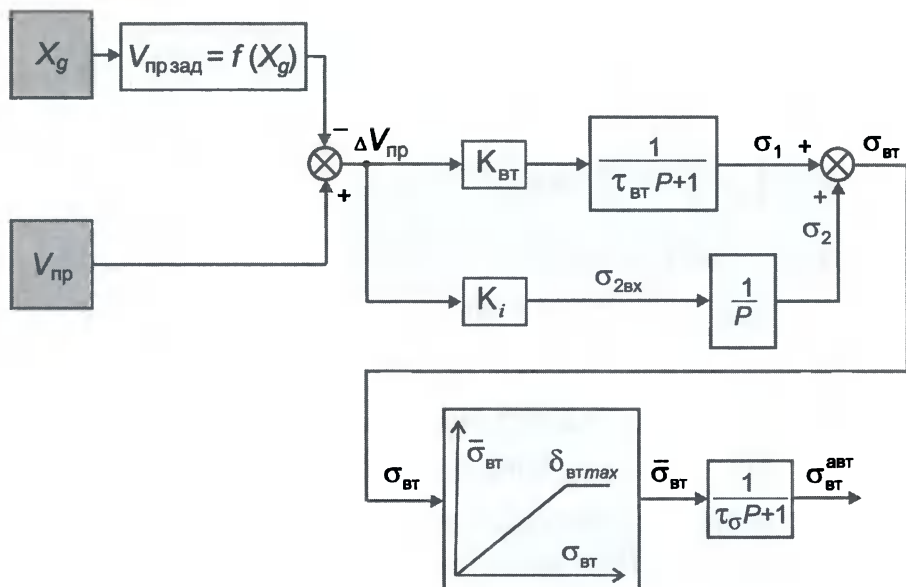


Рис. 4.4. Структурная схема контура стабилизации $V_{\text{пр зад}}$

2 этап – расчет динамических перекрестных связей на базе системы «Аспарс»;

3 этап – контроль результатов численного расчета по аналитическим зависимостям;

4 этап – упрощение динамических перекрестных связей с использованием метода приближенного агрегирования;

5 этап – уточнение параметров динамических перекрестных связей в результате математического моделирования на полной нелинейной модели движения ОК.

На основе разработанной методики был проведен расчет динамических перекрестных связей для продольного канала управления ОК. При этом получены аналитические выражения для динамических перекрестных связей, зависящих как от аэродинамических характеристик объекта, так и от структуры и параметров продольных контуров СТУ и СУУ.

При получении упрощенного вида перекрестных связей использовался метод приближенного агрегирования динамических систем. В используемом методе в пространстве состояний R^n исходной устойчивой системы выбирается такое подпространство заданной размерности $k < n$, на котором достигается наибольшая степень управляемости либо наблюдаемости системы.

4.4. Проектирование алгоритмов управления в горизонтальной плоскости на участках захода на посадку и второго выравнивания

Для управления в горизонтальной плоскости был выбран астатический закон управления. Проводилась работа по выбору значений коэффициента при интеграле и выбору условий включения интеграла по высоте и боковому отклонению, при которых не происходит заметного ухудшения динамики движения ОК в боковой плоскости. Управление траекторным движением на этапах захода на посадку и второго выравнивания осуществляется с помощью единого алгоритма. Алгоритм обеспечивает стабилизацию заданного бокового отклонения, совпадающего с осью ВПП, и ограничение управляющего сигнала на уровне, соответствующем допустимому углу крена (γ).

Для исключения статической ошибки по боковому отклонению в условиях действия градиентного бокового ветра при переменной скорости планирования, в закон управления вводился сигнал, пропорциональный вертикальной скорости и углу сноса. Дополнительный член, пропорциональный углу сноса, получен из условия выполнения правильного разворота при наличии переменной скорости движения по траектории и действии бокового ветра.

На основе полученной полной линейной модели движения ОК в боковом канале проведен предварительный выбор коэффициентов с использованием автоматизированной системы «Аспарс».

Аналоговый прототип закона управления в боковом канале имеет вид:

$$\gamma_{\text{зад}} = K_Z \cdot \bar{Z} + K_{\dot{Z}} \cdot V_Z + \frac{K_C P}{\tau \cdot P + 1} \cdot V_X \cdot \text{УС} + \frac{K_{\text{и}}}{P} \cdot \bar{Z},$$

где УС – угол сноса; V_Z – проекция скорости на ось Z ; $\bar{Z}$ – проекция дальности на ось Z ; V_X – проекция скорости на ось X .

$$\omega_{x \text{ зад}}^* = K_{\gamma} \cdot (\Delta\gamma - \gamma); \quad \Delta\gamma = (\bar{\gamma}_{\text{зад}} - \gamma);$$

$$\bar{Z} = \begin{cases} Z & \text{при } Z < Z_{\text{max}}; \\ Z_{\text{max}} & \text{при } Z \geq Z_{\text{max}}; \end{cases} \quad Z_{\text{max}} = 600 \text{ м};$$

$$K_{\text{и}} = \begin{cases} 0 & \text{при } H_{\text{МВ}} > 2500 \text{ м} \text{ \& } |Z| > Z_{\text{орг}}; \\ 0,005 & \text{при } H_{\text{МВ}} \leq 2500 \text{ м} \text{ \& } |Z| \leq Z_{\text{орг}}; \end{cases} \quad Z_{\text{орг}} = 50 \text{ м};$$

$$\bar{\gamma}_{\text{зад}} = \begin{cases} \gamma_{\text{зад}} & \text{при } |\gamma_{\text{зад}}| \leq \gamma_{\text{max}}; \\ \gamma_{\text{max}} \cdot \text{sign} \gamma_{\text{зад}} & \text{при } |\gamma_{\text{зад}}| > \gamma_{\text{max}}; \end{cases}$$

$$\gamma_{\text{max}} = \begin{cases} \gamma_{\text{max1}} & \text{при } 700 \text{ м} < H_{\text{МВ}} < 6000 \text{ м}; \\ \gamma_{\text{max2}} & \text{при } 20 \text{ м} \leq H_{\text{МВ}} \leq 700 \text{ м}; \\ \gamma_{\text{max3}} & \text{при } H_{\text{МВ}} < 20 \text{ м}; \end{cases} \quad \begin{aligned} \gamma_{\text{max1}} &= 45^\circ = \text{const}; \\ \gamma_{\text{max2}} &= 15^\circ = \text{const}, \end{aligned}$$

где $H_{\text{МВ}}$ – высота по местной вертикали.

$$\gamma_{\text{max3}} = K_0 + K_Y \cdot H_{\text{МВ}};$$

$$U_{\text{и}} = \frac{K_{\text{и}}}{P} \cdot \bar{Z};$$

$$\bar{U}_{\text{и}} = \begin{cases} U_{\text{и}} & \text{при } U_{\text{и}} < \bar{U}_{\text{и max}}; \\ \bar{U}_{\text{и max}} & \text{при } U_{\text{и}} \geq \bar{U}_{\text{и max}}; \end{cases}$$

$$\omega_{x \text{ зад}} = \begin{cases} \omega_{x \text{ зад}}^* & \text{при } |\omega_{x \text{ зад}}^*| < D; \\ D & \text{при } \omega_{x \text{ зад}}^* \geq D; \\ -D & \text{при } \omega_{x \text{ зад}}^* \leq -D; \end{cases}$$

$$K_{\gamma} = a + bq,$$

где $a, b = \text{const}$; q – скоростной напор, $\text{кг/м} \cdot \text{с}^2$.

Структурная схема бокового канала в режиме захода на посадку и выравнивания представлена на рис. 4.5.

4.5. Проектирование алгоритмов управления в вертикальной плоскости на участке второго выравнивания

Включение режима заключительного второго выравнивания осуществляется по сигналу радиовысотомера малых высот на высоте $H_p=20$ м относительно нижней кромки шасси над ВВП после пролета заданной дальности $X_g > -3700$ м. Отключение режима производится по сигналу обжатия основных стоек шасси. Требования к величинам параметров в точке касания определяют вид опорной траектории, которая представляет собой экспоненту, плавно сопряженную с конечным участком пологой глиссады и пересекающую взлетно-посадочную полосу на расстоянии ~ 1000 м от ее начала.

Аналоговый прототип алгоритма управления имеет вид:

$$\Delta v_{\text{зад}}^H = -K_H \cdot (H_p - H_{ac} + K_{V_y} \cdot \dot{H}_p);$$

$$H_{ac} = H_{ac0} - K_{ac} \cdot X_{\text{выр}};$$

$$K_{ac} = K_{ac0} - K_{ac1} \cdot (V_0 - a_p V_{01});$$

$$V_{10} = V_{\text{пр}}^{\text{зад}}(t_{0\text{выр}});$$

$$V_0 = V_X(t_{0\text{выр}}),$$

где $t_{0\text{выр}}$ – момент начала выравнивания;

V_{01} – значение заданной приборной скорости в момент начала выравнивания;

V_0 – значение текущей скорости в момент начала выравнивания.

$$X_{\text{выр}} = X_g - X_0;$$

$$X_0 = X_g(t_{\text{выр}}),$$

где X_0 – дальность в момент начала выравнивания.

$$\Delta v_{\text{прогр}} = \frac{1}{P} \cdot \dot{v}_{\text{прогр}};$$

$$\dot{v}_{\text{прогр}} = \begin{cases} \dot{v}_1 & \text{при } X_{\text{выр}} < L_v; \\ \dot{v}_1 = 0 & \text{при } X_{\text{выр}} \geq L_v; \end{cases}$$

$$L_v = L_{v0} + K_L \cdot (V_0 - a_p \cdot V_{01});$$

$$V_0 = V_X(t_{0\text{выр}});$$

$$\dot{H}_{p0} = \dot{H}_p(t_{0\text{выр}}),$$

где $\dot{H}_{p0}(t_{0\text{выр}})$ – значение вертикальной скорости в момент начала выравнивания.

$$\Delta v_{\text{зад}}^v = \begin{cases} \Delta v^v \cdot m & \text{при } V_{y1} < \dot{H}_{p0} < V_{y2}; \\ \Delta v^v \cdot m & \text{при } \dot{H}_{p0} < V_{y1} \text{ \& } \Delta v^v > 0; \\ \Delta v^v \cdot m & \text{при } V_{y2} < \dot{H}_{p0} \text{ \& } \Delta v^v < 0; \\ 0 & \text{при } \dot{H}_{p0} < V_{y1} \text{ \& } \Delta v^v < 0; \\ 0 & \text{при } \dot{H}_{p0} > V_{y2} \text{ \& } \Delta v^v > 0; \end{cases} \quad \begin{aligned} m &= \text{const}; \\ V_{y1} &= \text{const}; \\ V_{y2} &= \text{const}; \end{aligned}$$

$$\Delta v^v = \begin{cases} K_V^{\text{выр}} \cdot W & \text{при } W \geq W_2; \\ K_{V2}^n \cdot W & \text{при } W_1 < W < W_2; \\ K_{V1}^n \cdot W & \text{при } W < W_1; \end{cases} \quad \begin{aligned} W_1 &= \text{const}; \\ W_2 &= \text{const}; \end{aligned}$$

$$W = \Delta V_{\text{пр}} - V_{\text{прогр}};$$

$$\Delta V_{\text{пр}} = V_{\text{пр}} - V_{\text{пр}0};$$

$$V_{\text{пр}0} = V_{\text{пр}}(t_{\text{выр}}),$$

где $V_{\text{пр}0}$ – значение текущей приборной скорости в момент начала выравнивания.

$$V_{\text{прогр}} = \frac{1}{P} \cdot \dot{V}_{\text{прогр}};$$

$$\Delta v^{\text{выр}} = \Delta v_{\text{зад}}^H + \Delta v_{\text{зад}}^v + \Delta v_{\text{прогр}};$$

$$v_{\text{зад}}^{\text{выр}} = v_0 + \Delta v^{\text{выр}};$$

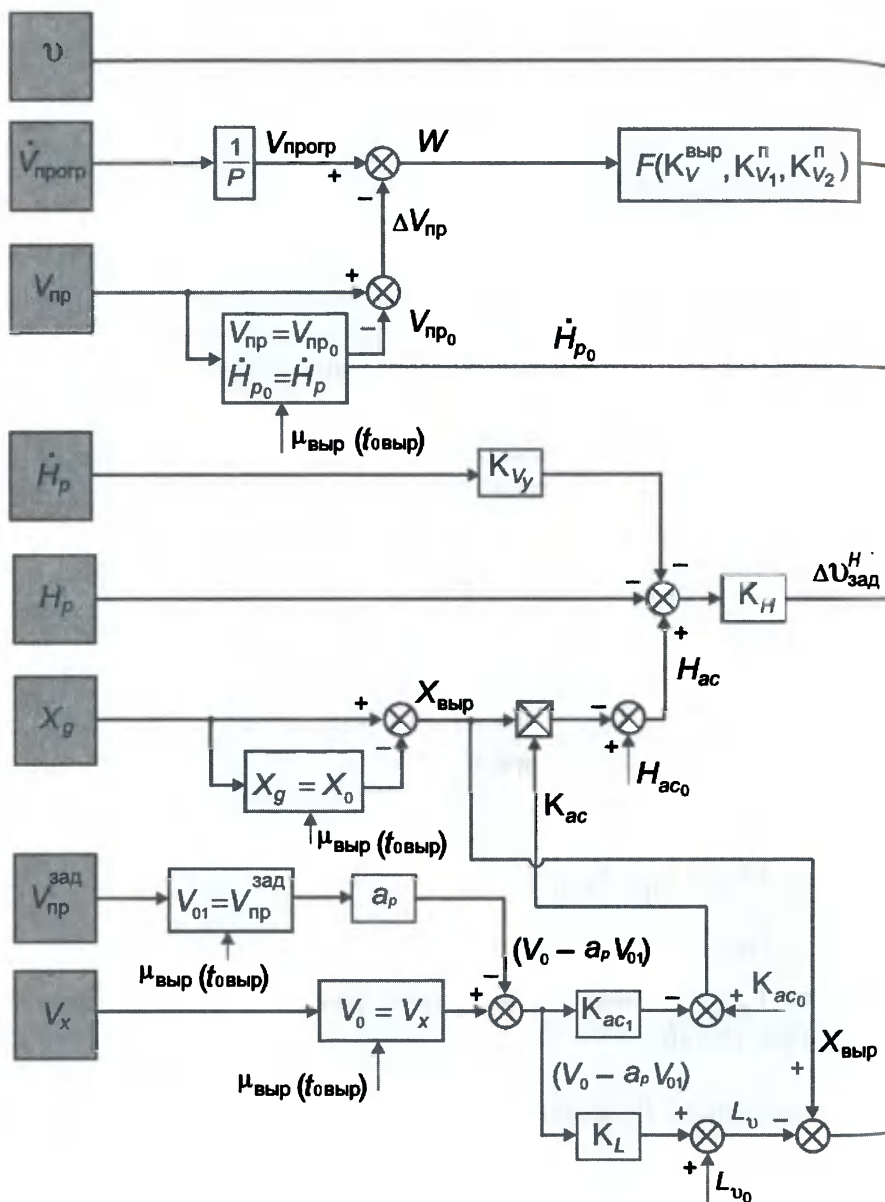
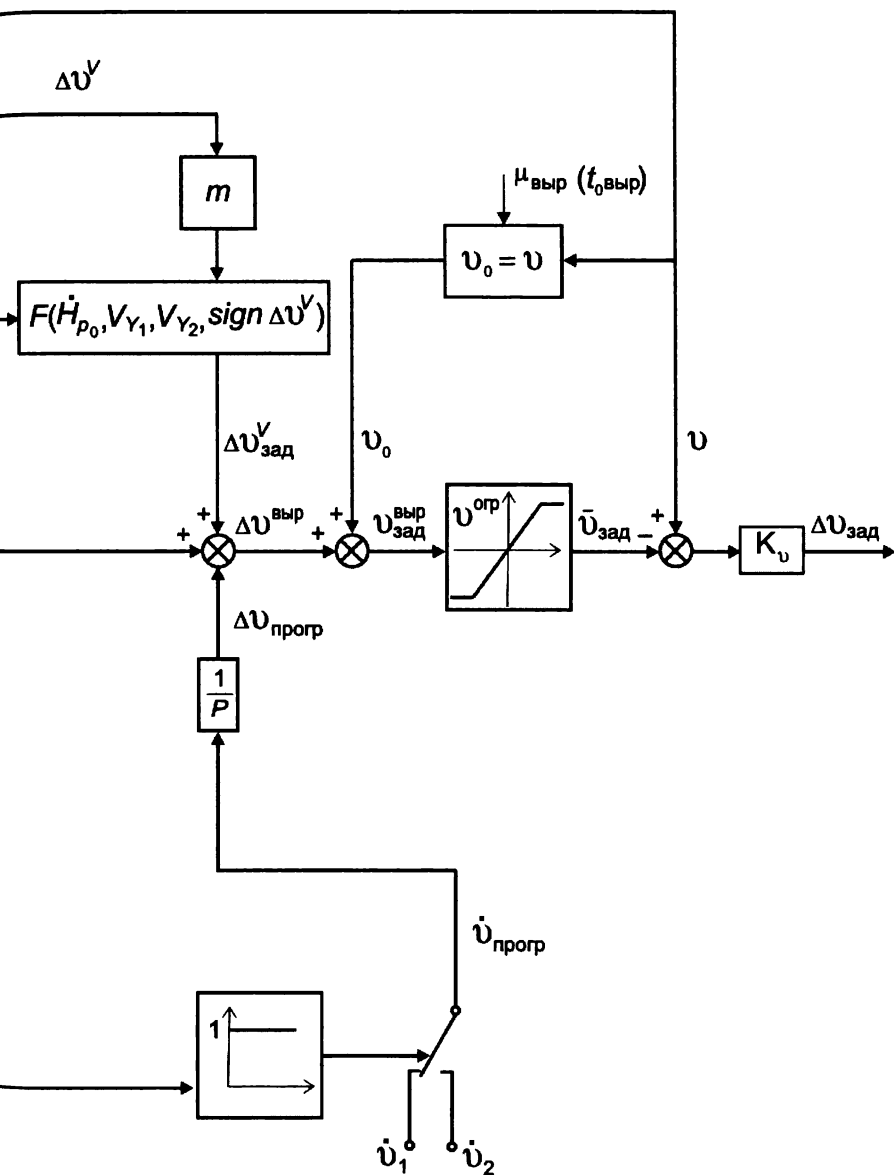


Рис. 4.6. Структурная схема контура траекторного управления на участке второго выравнивания



$v_0 = v(t_{\text{выр}})$, где v_0 – значение текущего угла тангажа в момент начала выравнивания.

$$\bar{v}_{\text{зад}} = \begin{cases} v_{\text{зад}}^{\text{выр}} & \text{при } |v_{\text{зад}}^{\text{выр}}| \leq v_{\text{огр}}; \\ v_{\text{огр}} \cdot \text{sign } v_{\text{зад}}^{\text{выр}} & \text{при } |v_{\text{зад}}^{\text{выр}}| > v_{\text{огр}}; \end{cases}$$

$$\Delta v_{\text{зад}}^{\text{выр}} = K_v \cdot (v - \bar{v}_{\text{зад}});$$

$$\Delta v_{\text{зад}} = \begin{cases} \Delta v_{\text{зад}}^{\text{выр}} & \text{при } |\Delta v_{\text{зад}}^{\text{выр}}| \leq \Delta v_{\text{огр}}; \\ \Delta v_{\text{огр}} \cdot \text{sign } \Delta v_{\text{зад}}^{\text{выр}} & \text{при } |\Delta v_{\text{зад}}^{\text{выр}}| > \Delta v_{\text{огр}}. \end{cases}$$

Выбор предварительных значений коэффициентов производился по линейной модели с использованием метода логарифмических амплитудно-фазовых характеристик.

Структурная схема контура траекторного управления на участке второго выравнивания представлена на рис. 4.6.

4.6. Результаты математического моделирования, стендовых и летных испытаний ОК на этапе захода на посадку

Математическое моделирование

Технологический цикл проектирования алгоритмов автоматического управления ОК состоял, как и для других типов летательных аппаратов, из этапа математического моделирования, в процессе которого уточнялись выбранные коэффициенты в контуре управления.

Для проведения математического моделирования был разработан программный комплекс «Посадка», позволяющий имитировать условия реального полета со степенью полноты, определяемой точностью моделирования по известным исходным данным и воспроизведением динамических особенностей цифровой обработки информации. На этом программном комплексе был проведен расчет допустимых областей начальных условий по высоте, скорости и боковому отклонению, из которых возможно осуществление успешной посадки ОК. Расчет

допустимых областей проводился в условиях действия предельно допустимых ветровых возмущений. Область предельно допустимых начальных условий по высоте H и приборной скорости $V_{\text{пр}}$ – величина бокового отклонения в каждой из рассматриваемых точек задавалась равной 1000 м. Учет разбросов аэродинамических характеристик ОК и ошибок информационных приборов привел к существенному сужению допустимой области начальных условий в ключевой точке, из которых обеспечивается посадка ОК с параметрами на момент касания ВПП, соответствующими требованиям ТЗ на разработку системы.

Верхняя граница по скорости и высоте характеризуется прочностными возможностями аппарата ($q_{\text{max}} < 2000 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2$), а нижняя граница определяется условиями выхода на предельные углы атаки и ограничивается величиной максимального качества ОК.

В процессе выполнения режима захода на посадку рассчитывались области отклонения по высоте, приборной скорости и боковому отклонению в функции горизонтальной дальности полета X_g . Рассчитанные области позволили осуществлять контроль за выполнением автоматического режима захода на посадку ОК по всей траектории движения.

Проведенные исследования показали, что область работоспособности разработанных алгоритмов управления по начальным условиям в ключевой точке удовлетворяет требованиям с необходимым запасом.

Статистическое моделирование

Целью проведения статистических исследований было получение заключения об успешности проведения режима автоматической посадки ОК из допустимой по техническому заданию (ТЗ) области начальных условий. Возмущения задавались с использованием метода Монте-Карло. В результате моделирования были получены точностные характеристики системы в четырех характерных сечениях траектории движения:

- момент начала первого выравнивания;

- момент начала заключительного выравнивания, соответствующий высоте по радиовысотомеру $H_p = 20$ м;
- момент геометрического касания взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- момент останова.

Система обеспечивает заданный уровень безопасности полета, если вероятность отказа меньше допустимой величины. Для ОК вероятность успешной посадки по критерию точности задавалась не ниже 0,9995 при доверительной вероятности $P_{\text{дов}} > 0,95$. Оценка вероятности успешной посадки ОК производилась по результатам математического моделирования.

Объем испытаний в соответствии с принятой методикой составил $N=6000$. В процессе проведения статистических испытаний в одном испытании было зарегистрировано нарушение требований по величине вертикальной скорости на момент касания ВПП, причиной чего явился крайне неблагоприятный характер изменения ветрового возмущения. В этом случае для подтверждения заданного уровня безопасности полета объем статистических испытаний был увеличен до $N=8200$, причем нарушений требований по точности на момент касания больше зарегистрировано не было.

Таким образом, проведенное статистическое моделирование в объеме $N=8200$ реализаций показало, что система траекторного управления ОК на режиме автоматической посадки и заключительного выравнивания обеспечивает выполнение требований по точности с заданной вероятностью.

Результаты испытаний на полунатурном стенде «Аксон»

Следующим этапом отработки алгоритмов управления ОК были динамические испытания в замкнутом контуре на стенде «Аксон». Целью испытаний являлась проверка динамических и точностных характеристик движения ОК на соответствие требованиям при испытаниях с реальными бортовыми программами.

Процессы, полученные на стенде «Аксон», близки к аналогичным процессам, полученным в результате математического моделирования, а незначительные расхождения объясняются наличием в стенде неучтенных при математическом моделировании запаздываний.

На стенде «Аксон» проводились лабораторные отработочные испытания (ЛОИ) и совместные отработочные испытания (СОИ).

Объектом испытаний являлось программное обеспечение (ПО) системы траекторного управления движением и навигации на участке посадки. Первый этап СОИ состоял из 16 режимов автоматической посадки ОК, в которых задавались разбросы аэродинамических характеристик, отказы гидросистем, отказы радиомаячной системы, отказы радиовысотомера малых и больших высот. В ряде реализаций задавался градиентный горизонтальный ветер встречного, попутного и бокового направлений. Разбросы начальных условий определялись точностью управления на участке предпосадочного маневрирования.

Второй этап СОИ, состоящий из 27 режимов, включал дополнительные типы разбросов аэродинамических параметров, ухудшение характеристик рулевых систем, повышенные погрешности СОВП, отказы РМС и РВМ.

Результаты проведенных испытаний на полунатурном стенде «Аксон» подтвердили работоспособность как самих разработанных алгоритмов управления, так и соответствующего им программного обеспечения.

Результаты испытаний на стенде ПРСО

Следующим этапом испытаний алгоритмов управления и соответствующего им ПО являлась отработка на полноразмерном стенде оборудования (ПРСО), созданном на базе НПО «Молния». На ПРСО решались следующие задачи:

- оценка характеристик контура обеспечения устойчивости и управляемости изделия с реальными рулевыми системами при имитации реальных шарнирных моментов;

- оценка точностных характеристик системы управления методом статистического моделирования;
- комплексная оценка математического обеспечения системы управления движением и навигации (СУДН) при работе с реальными приводами для всех режимов управления (автоматического, директорного, ручного) в замкнутом контуре;
- оценка характеристик отказобезопасности отдельных бортовых систем;
- комплексная проверка совместного функционирования всех бортовых систем, представленных на стенде;
- отработка программ полета и подготовка экипажей.

В состав ПРСО входили: элементы конструкции, стендовое и технологическое оборудование, реальные бортовые системы изделия или их электрические эквиваленты и имитаторы.

Испытание бортового оборудования в замкнутом контуре методом полунатурного моделирования в реальном масштабе времени является основным этапом, позволяющем оценить функционирование бортового оборудования и программного обеспечения в условиях, максимально приближенных к полетным. Этот этап является завершающим при выдаче заключения о допуске ПО к летным испытаниям.

Общий характер полученных на ПРСО процессов управляемого движения ОК вдоль всей траектории снижения в атмосфере похож на аналогичные процессы, полученные в результате математического моделирования и полунатурного моделирования на стенде «Аксон».

Следующим этапом работ на ПРСО явились статистические испытания объемом $N=100$ реализаций. Сравнение результатов математической статистики с результатами статистики ПРСО подтвердил допустимый уровень сходимости, статистические параметры отличались в пределах 7–15%.

Результаты испытаний на полунатурном стенде ПРСО подтвердили работоспособность разработанных алгоритмов управления и соответствующего им ПО в условиях работы реальных гидросистем.

Результаты летных испытаний на летающей лаборатории ТУ-154

Технология создания, отработки, доводки и летной оценки системы управления ОК на участке посадки ($H = 4\text{--}0$ км) предусматривает выполнение основного объема летных испытаний на летающих лабораториях (ЛЛ) ТУ-154, динамика которых приближена к динамике основного изделия. ЛЛ ТУ-154 были оборудованы аппаратурой, полностью идентичной аналогичной аппаратуре основного изделия в части решения задач навигации и управления процессом посадки.

Основной задачей, решаемой в процессе летных испытаний ЛЛ ТУ-154 и самолета-аналога БТС-002, являлась задача отработки и оценки режимов автоматического захода на посадку и посадки (АЗП и П) на участке $H = 4\text{--}0$ км.

Заход на посадку на ЛЛ ТУ-154 осуществлялся с высоты $H \sim 4$ км при автоматическом управлении в боковом и продольном каналах и автоматическом управлении скоростью полета с последующим проходом над ВПП на высоте $H \sim 20\text{--}10$ м до момента пролета центра ВПП при автоматическом управлении только в боковом канале. Все полеты выполнялись с использованием средств внешнетраекторной информации (ВТИ).

В результате летных испытаний на ЛЛ было получено подтверждение, что продольный и боковой каналы СТУ обеспечивали требуемые динамические характеристики управления как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости на режимах АЗП и П.

При выполнении режимов АЗП и П управление скоростью осуществлялось как вручную летчиком, так и автоматически. Работа воздушного тормоза имитировалась с помощью среднего двигателя, работающего в режиме прямой тяги и осуществляющего отработку управляющего сигнала.

В целом летные испытания на ЛЛ ТУ-154 показали удовлетворительную точность выполнения автоматической посадки, что подтвердило работоспособность разработанных алгоритмов управления.

Результаты летных испытаний на самолете-аналоге БТС-002

Для отработки законов управления на режимах захода на посадку, посадки и пробеге по ВПП был создан самолет-аналог ОК, совершающий самостоятельный взлет по самолетной схеме, горизонтальный полет на высотах $H \sim 6$ км, вывод в ключевую точку начала режима захода на посадку и затем бездвигательную посадку как в ручном, так и в автоматическом режимах управления, аналогичную посадке штатного ОК.

Летные испытания самолета-аналога БТС-002 подтвердили высокую работоспособность разработанных алгоритмов автоматического управления ОК на режимах автоматического захода на посадку и посадки.

Результаты полета ОК «Буран» от 15.11.1988 г.

Полное подтверждение работоспособности разработанных алгоритмов траекторного управления было получено в результате полета ОК «Буран» 15.11.1988 г. Полет проходил в условиях действия ветровых возмущений, близких, а на некоторых участках полета даже превосходящих предельно допустимые значения.

Параметры движения ОК «Буран» в характерных сечениях на участке посадки, а также результаты математического моделирования на полной нелинейной модели приведены в табл. 4.1. Из таблицы видно, что результаты математического моделирования имеют достаточно хорошую качественную, а по большинству параметров и количественную сходимость с результатами натурной работы.

Продольное и боковое управление движением ОК «Буран» на участках АЗП и П полностью удовлетворяло требованиям по динамике и точности, предъявляемым к системе автоматического управления.

Таблица 4.1

**Сравнение результатов математического моделирования
с результатами полета ВКС «Буран»**

Сечение	Параметр	Математическое моделирование	Полет ОК «Буран» 15.11.88
Конец крутой глissады $H - 400$ м	X_g , м	-4552	-4539
	V_y , м/с	-44	-40
	θ , град	-18,9	-18,7
	ΔH_1 , м	-2,48	-2,2
	$V_{пр}$, км/ч	522,1	511,6
	$V_{пут}$, м/с	136	117,5
	$\delta_{вт}$, град	35	43,5
	$\Delta V_{пр}$, км/ч	0,1	-10
	Z , м	3	11,1
	γ , град	-0,96	-1,6
Конец режима захода на посадку $H_p = 20$ м	X_g , м	-2120	-2164
	H_p , м/с	-3,8	-2,8
	θ , град	-2,1	-1,64
	ΔH_2 , м	-2,52	-3,16
	$V_{пр}$, км/ч	386	362,6
	$V_{пут}$, м/с	365	326
	$\delta_{вт}$, град	50	42
	Z , м	7,9	5,86
	γ , град	-0,68	-2,69
Точка геометрического касания $H_p = 0$ м	X_g , м	-1493	-1570
	H_p , м/с	-0,34	-0,3
	ν , град	9,22	10,3
	$V_{пр}$, км/ч	332	312
	$V_{пут}$, м/с	305	262
	Z , м	5,54	5,86
	γ , град	-1,01	0,62
	$\delta_{вт}$, град	56	66

Сравнение результатов полета ОК «Буран» с результатами всех предшествующих видов испытаний

В табл. 4.2 и 4.3 представлены статистические параметры для всех видов испытаний, проводимых в процессе отработки алгоритмов траекторного управления, а также результаты полета ОК «Буран». Проведенное сравнение показало хорошую сходимость результатов полета ОК «Буран» с результатами, полученными по всем видам испытаний.

Результаты математического моделирования и всех последующих видов испытаний, включая полет ОК «Буран», подтвердили работоспособность разработанных алгоритмов управления на этапе захода на посадку и посадки.

Таблица 4.2

Математическое ожидание параметров $H_p = 20$ м

Вид испытаний	Параметры				
	X_g , м	$V_{\text{пут}}$, км/ч	θ , град	V_y , м/с	Z , м
Математическое моделирование	–2347	384,4	–1,87	–3,48	0,061
Полунатурное моделирование на ПРСО	–2335	392,6	–1,75	–3,18	3,63
Летные испытания ЛЛ ТУ-154	–2393	407	–2,1	–3,8	–5,3
Летные испытания БТС-002	–2461	398	–1,65	–2,7	–0,6
Полет ОК «Буран» 15.11.88 г.	–2164	362,6	–1,64	–2,8	5,83

Таблица 4.3

Параметры в точке геометрического касания
по всем видам испытаний

Вид испытаний		Параметры			
		X_g , м	$V_{\text{пут}}$, км/ч	V_y , м/с	Z , м
Требования		1500^{+1100}_{-700}	≤ 360	≥ 3	≤ 38
Математическое моделирование	m	-1582	310	-0,86	0,004
	δ	121	13,2	0,35	6,75
	max	-374	262,4	-0,01	24,3
	min	-1805	346,6	-2,74	-29,9
Полунатурное моделирование на ПРСО	m	-1458	307	-0,77	3,37
	δ	119	10,6	0,26	7,53
	max	-891	341,8	-0,2	31,1
	min	-1736	274,7	-1,7	-16,2
Летные испытания ЛЛ ТУ-154	m	-1408	310,4	-0,69	-4,9
	δ	187,5	21,7	0,26	7,1
	max	-940	344,5	-0,2	12
	min	-1750	267	-1,2	-22
Летные испытания БТС-002	max	-983	342	-0,1	13
	min	-1547	-269	-1,3	-3
Полет ОК «Буран» 15.11.88 г.		-1570	262	-0,3	5,86

5. ТРАЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. ПРОБЕГ ПО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ

Пробег по взлетно-посадочной полосе (ВПП) – заключительный этап посадки. При полностью беспилотной посадке, когда экипаж не может вмешаться в управление и что-то исправить, все ошибки, накопленные в течение полета, превращаются в начальные условия выполнения этапа пробега. Хотя и заданы требования к параметрам в момент окончания режима посадки, который является началом пробега, автоматическое управление от схода с орбиты до касания ВПП основными стойками шасси осуществляется в условиях с большим фактором неопределенности, что приводит к существенному разбросу начальных условий пробега. Кроме того, особенного внимания при разработке алгоритмов автоматического пробега «Бурана» требовал учет возможности сложных метеоусловий, низкого коэффициента сцепления колес с поверхностью ВПП, которые могли иметь место при посадке, осложняя выполнение пробега.

Несмотря на то, что сертификация системы автоматической посадки – трудоемкий и дорогостоящий комплекс работ, руководство программы «Буран» пошло на это, сохраняя традиционный подход к созданию новых образцов космической техники с целью сохранения жизни пилотов. В полетах по программе «Спейс Шаттл», аналогичной «Бурану», был использован другой метод создания и доводки изделия: летчик-космонавт участвовал в управлении, начиная с первого вылета аналога «Спейс Шаттл», подвешенного под фюзеляжем самолета В-747.

Необходимость автоматизации всего полета и, следовательно, пробега при почти полном отсутствии в то время опыта поставила перед разработчиками СУДН(П) ОК «Буран» сложные задачи. К моменту создания орбитального корабля в практике отечественной авиации отсутствовал опыт не только эксплуатации автоматического пробега, но даже серьезных экспериментальных работ. Однако теоретические

исследования проводились в ЦАГИ, РИИГА, ЛИИ, ОЛАГА, ГосНИИГА. Был опыт автоматизации пробега у фирм Lockheed и Boeing.

Разработчиками СУДН(П) были изучены работы по автоматизации управления движением объектов авиационной техники по ВПП, по устойчивости и управляемости самолетов на пробеге, рекомендации по управлению самолетом на ВПП в сложных и особых ситуациях. Работы Брагазина В.Ф., Бюшгенса А.Г., Тотиашвили Л.Г., Карлина В.С. и др. послужили основой для разработки алгоритмов управления «Бураном» при пробеге по ВПП. В этих работах рассмотрены особенности движения при различных схемах опорных устройств, движение с поднятым носовым колесом с учетом нежесткости шасси. Однако специфика динамики и нагружения шасси «Бурана» потребовала от разработчиков не только точности описания амортизационно-демпфирующей системы, но и творческого подхода к решению возникавших нетрадиционных задач. И первой задачей стала разработка модели объекта. Аэродинамические характеристики, естественно, были расчетными, скорректированными продувками в аэродинамической трубе. Но для пробега были необходимы еще характеристики шасси: описание работы амортизаторов, пневматиков, антиюзовой автоматики, модели сил взаимодействия катящегося деформируемого колеса с поверхностью ВПП при различных схемах опорных устройств и движения с поднятым носовым колесом с учетом нежесткости шасси.

Разработанная математическая модель, как это принято, базируется на описании ОК «Буран» как твердого тела с шестью степенями свободы. Ввиду отсутствия ряда характеристик не обошлось без некоторых упрощений и не без использования эмпирических соотношений: отсутствует описание динамики выпуска и установившегося режима работы тормозных парашютов, динамики тракта управления поворотом передней стойки, использованы эмпирические соотношения при описании взаимодействия пневматиков колес с опорной поверхностью, упрощено описание зависимости сил в опорах от обжатий амортизаторов и пневматиков.

Шасси ОК «Буран» имеет основные опоры и переднюю стойку. Опоры – телескопического типа, передняя стойка укорочена, что приводит к отрицательному стояночному углу (внекабинный обзор). Влияние отрицательного стояночного угла проявляется в том, что схема нагружения шасси на этапе пробега отличается от свойственной самолетам.

Участок пробега делится на два этапа: от момента касания ВПП основными опорами шасси до момента касания передней опорой, т.е. так называемое «опускание носа». Второй этап – торможение от момента касания передней опорой до останова. Управление аэродинамическими органами продолжается до останова, управление органами, установленными на опорах шасси, производится при их последовательном подключении на втором этапе пробега. Подключение производится по сигналам-признакам, являющимся функциями скорости движения и положения стоек шасси относительно ВПП.

Задача управления «Бураном» на пробеге – обеспечение точности при соблюдении ограничений на прочность конструкции. Предъявленные требования: пробег должен происходить в пределах ВПП. Вследствие высоких посадочных скоростей «Бурана» (более 100 м/с) величина допустимой дистанции пробега не содержит большого запаса. (В отличие от «Бурана», у самолетов посадочные скорости не превышают 70 м/с, самолет тормозится за счет реверса тяги, закрылков и тормозных щитков.)

Во время переходных процессов динамические характеристики ограничены следующими значениями:

- угол тангажа ≤ 15 град;
- угол крена $\leq 6,5$ град;
- боковое отклонение от оси не должно превышать 30 м.

Ветровые возмущения, при которых должны выполняться требования:

- встречный ветер +20 м/с;
- попутный ветер –5 м/с;

- боковой ветер ± 15 м/с;
- порывы ветра до 5 м/с.

В продольном канале управляющими органами являются элевоны, торможение осуществляется с помощью тормозного парашюта, тормозов колес основного шасси и в небольшой степени воздушным тормозом.

В боковом канале управление производится рулем направления и поворотной передней стойкой. Дифференциальное управление тормозами используется как резервное, поскольку увеличивает дистанцию пробега. В отличие от управления «Бурана», в рамках программы «Спейс Шаттл» дифференциальное управление тормозами используется как основное. Скорость движения ОК «Буран» на пробеге меняется от 100 м/с до 0 за 30–40 с, это причина существенной нестационарности свойств объекта управления.

При разработке алгоритмов управления на пробеге пришлось считаться с тем, что выбор методики управления сталкивался с невозможностью достижения одновременно всех поставленных целей:

- тормозной парашют снижает ветроустойчивость в путевом движении за счет уменьшения эффективности руля направления;
- дифференциальное растормаживание колес основных стоек для управления путевым движением снижает эффективность торможения и приводит к увеличению дистанции пробега;
- при пониженном коэффициенте сцепления задержка в опускании «носа» создает эффект интенсивного аэродинамического торможения, но ограничивает возможность управления путевым движением;
- интенсивное опускание «носа» с целью быстрее включения переднего колеса в управление путевым движением может привести к недопустимым нагрузкам на переднюю стойку шасси.

Для решения задачи управления и синтеза алгоритмов в первую очередь необходимо было создать математическую модель объекта. Сложность состояла в том, что в силу нестационарности движения не-

возможно было использовать упрощенные линейные модели и невозможно было перенести опыт, накопленный в автостроении, так как в отличие от движения автомобиля при движении авиационного аппарата существенную роль играют аэродинамические силы, в том числе влияние «экранного эффекта» Земли, в определении которого всегда остается доля неопределенности.

Что надо было учесть при разработке модели движения «Бурана» на пробеге? Это описание сил и моментов, возникающих в контакте деформируемого колеса с поверхностью ВПП.

Основная трудность была в том, что в возникающем пятне контакта пневматика с поверхностью ВПП проскальзывающая часть пятна соизмерима с непроскальзывающей. В теории М.В. Келдыша принято допущение о полном отсутствии проскальзывания, а в работах Е.А. Чудакова положена гипотеза о полном проскальзывании пневматика в зоне контакта. При интенсивном торможении «Бурана» и при искривлении траектории его движения по ВПП рабочие режимы пневматиков смещаются в область, когда проскальзывающая часть пятна становится соизмеримой с непроскальзывающей. Трудность совмещения этих теорий при математическом описании движения «Бурана» была преодолена.

Было разработано описание динамики амортизационно-демпфирующей системы шасси и бортовых функциональных систем, задающих силовые и моментные режимы несвободного качения колес передней и основных стоек. В этой части отметим математическое описание взаимодействия пневматика колеса с ВПП в случае увода с одновременным торможением. В процессе работы при анализе экспериментальных данных была отмечена их близость с расчетными.

При создании пространственной модели учтены все возможные соотношения между продольными и боковыми силами и моментами колес, учтена возможность приземления с креном, возможность «козления», учтена работа антиюзового автомата, который обеспечивает управление тормозным моментом, создаваемым гидравлическим дав-

лением в тормозных цилиндрах. Управление дифференциальным растормаживанием осуществляется подачей команд из системы автоматического управления. В модели присутствует динамическое описание парашютно-тормозной системы, которая представляет собой систему из трех крестообразных основных куполов и группы вытяжных парашютов.

Созданная модель движения «Бурана» по ВПП позволила успешно справиться с разработкой алгоритмов управления.

На первом этапе пробега было необходимо создать алгоритм управления элевонами по тангажу, обеспечивающий достижение компромисса между необходимым малым временем опускания «носа» для быстрого включения переднего колеса в управление и непревышением установленных ограничений по прочности шасси, причем из условий безопасности приоритетным является выполнение ограничений по прочности, которые для «Бурана» невелики.

Для самолетов алгоритм управления опусканием «носа» строится либо как выдерживание тангажа, либо как программное уменьшение тангажа по времени.

При моделировании посадки «Бурана» оказалось, что максимальные нагрузки на основные стойки шасси возникают не при первом касании ВПП колесами основных стоек, а при опускании передней стойки перед касанием ее поверхности ВПП. Использование программы изменения тангажа выявило ряд недостатков: высокая чувствительность к начальным условиям, действующим возмущениям, а ограничение управляющего сигнала при существующей эффективности элевонов не позволяет удержать корпус «Бурана» на соответствующей угловой скорости опускания, что приводит к удару. Поэтому процесс опускания был разделен на две стадии: первая – программа по времени, вторая – максимальная скорость на пикирование, причем отклонение элевонов приводит к увеличению подъемной силы, уменьшая нагружение основных стоек. При достижении тангажом некоторого граничного значения управляющий сигнал меняет знак, элевоны

отклоняются на кабрирование, предохраняя теперь переднюю стойку от перенагружения.

Было уделено внимание предотвращению и такого неприятного события как «козление». (Антиюзовой автомат обеспечивает управление тормозным моментом, создаваемым гидравлическим давлением в тормозных цилиндрах.) Если тормозной момент превышает момент сцепления, возникает опасность «юза». Управление дифференциальным растормаживанием осуществляется подачей команды из системы автоматического управления на сброс давления независимо от внутреннего режима работы антиюзовой автомата.

При создании модели движения по ВПП была проведена большая научная работа. Исследованы все тонкости взаимодействия деформируемого пневматика с поверхностью ВПП, учтена работа амортизаторов, влияние скорости движения, крена, состояния поверхности ВПП. В результате этого была достигнута и продемонстрирована сходимость результатов численного моделирования и натурного эксперимента в полетах БТС-002.

При исследованиях бокового движения на пробеге и проектировании управления учитывалось то, что эффективность поворотной передней стойки по созданию управляющего момента на скоростях движения, близких по величине к посадочной скорости, значительно выше эффективности руля направления. Эксплуатационный диапазон скоростей, в котором функционирует поворотная передняя стойка, ограничивается сверху скоростью, при которой колеса передней стойки касаются ВПП. Однако практически существует ограничение 210–220 км/ч для обеспечения условий эксплуатации, при которых отсутствуют эффекты «шимми» передней стойки. При проектировании алгоритмов управления путевым движением для первого автоматического полета «Бурана» было одновременно обеспечено удовлетворительное качество переходных процессов как по параметрам траекторного, так и углового движения.

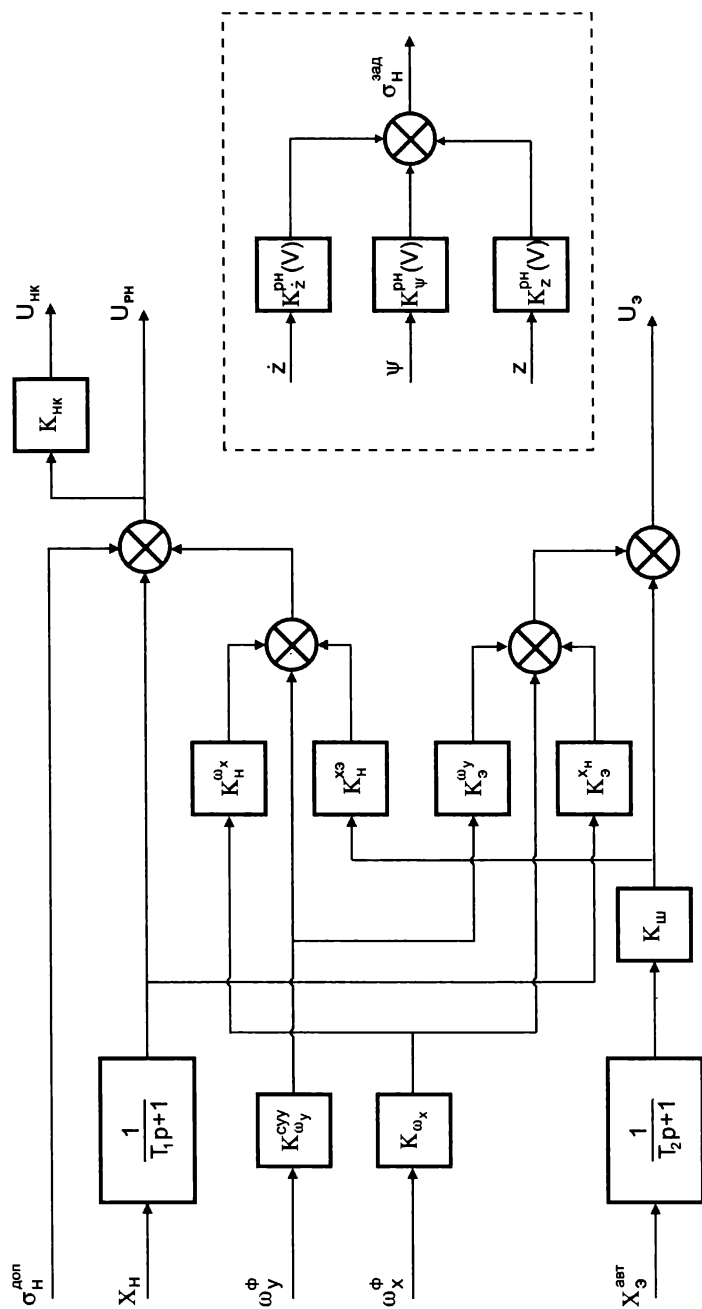


Рис. 5.1. Функциональная схема бокового контура управления

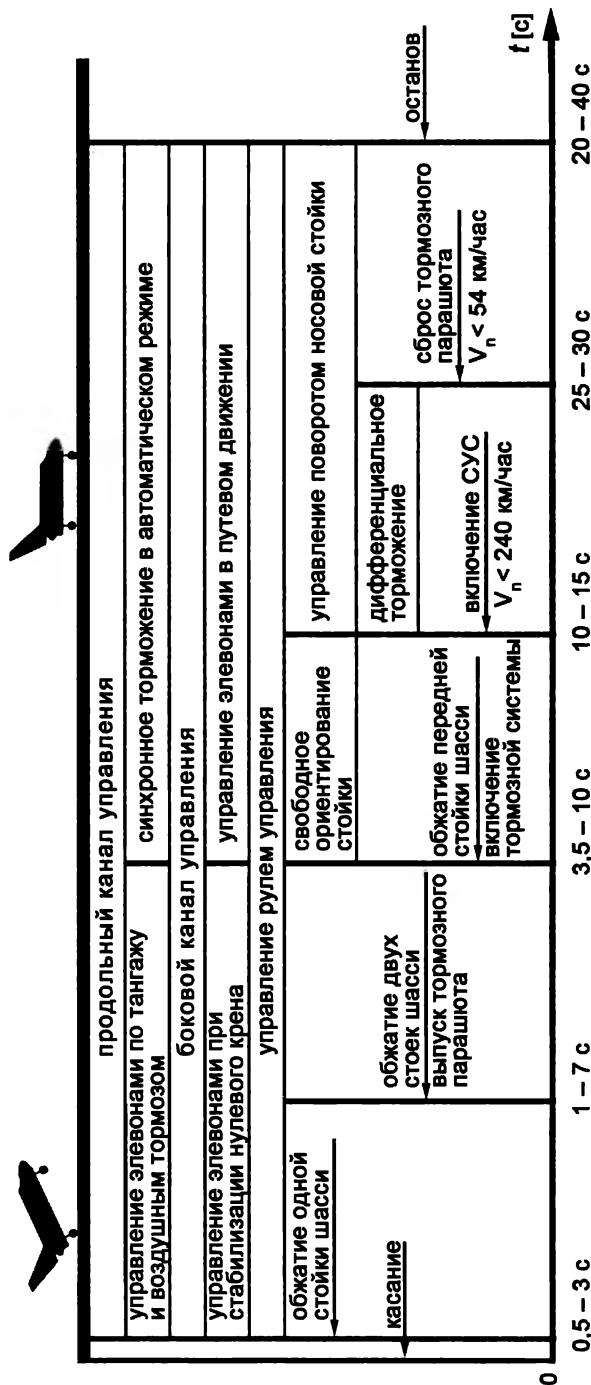


Рис. 5.2. Циклограмма работы СУДН(П) на участке пробега

Отдельное исследование было проведено по возникновению нештатных ситуаций и влиянию отказов на выполнение основной задачи. В этом плане был выполнен анализ отказов привода передней стойки на динамику бокового движения. Выяснилось, что боковое отклонение от оси ВПП увеличивается до 10 м. Проанализировано заклинивание передней стойки в отклоненном положении, что показало выкатывание аппарата за боковую полосу безопасности при углах отклонения переднего колеса больших чем 4° . В качестве резервного органа управления было предусмотрено дифференциальное растормаживание колес основных стоек шасси.

Функциональная схема бокового контура управления приведена на рис. 5.1. Циклограмма работы СУДН(П) на участке пробега представлена на рис. 5.2.

Полный и всесторонний анализ управляемого движения на пробеге, включивший в себя теоретические исследования, объемное статистическое моделирование и использование опыта реальных испытаний, привел к успешному завершению посадки с разработанными алгоритмами пробега и практически идеальному движению по полосе до останова, завершившему триумфальный полет ОК «Буран». Параметры пробега и останова показаны на рис. 5.3.

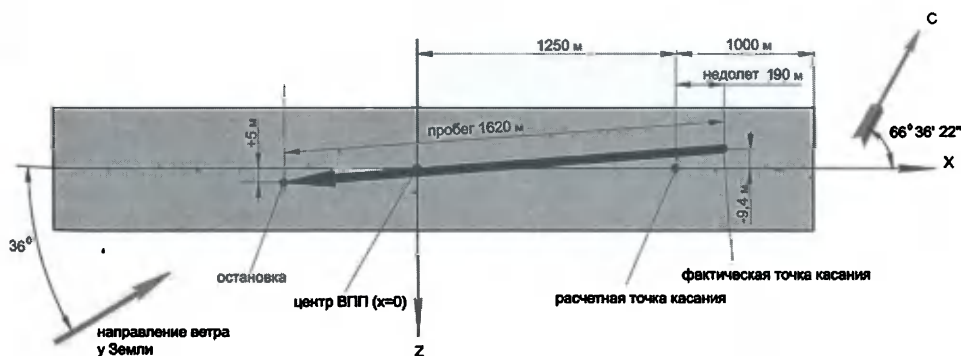


Рис. 5.3. Параметры пробега и останова

6. СИСТЕМА УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»

6.1. Назначение и особенности системы устойчивости и управляемости

Традиционно разработка СУ для конкретного самолета – это процесс формирования контура «СУУ–самолет» с характеристиками устойчивости и управляемости, привычными для летного состава, пилотирующего самолеты данного класса.

При этом изначально облик самолета и его аэродинамические характеристики проектируются с целью достижения лучших летно-технических характеристик (ЛТХ) в планируемой области полетов.

В рассматриваемом случае выбор аэродинамической компоновки и органов аэродинамического управления обусловлен многорежимностью ОК при его планировании с высоты 100 км до посадки на ВПП и останова.

Полученные от разработчика ОК аэродинамические характеристики являются неординарными для формирования СУУ с требуемыми параметрами устойчивости и управляемости.

На некоторых режимах имеет место:

- статическая неустойчивость в продольном и боковом каналах;
- снижение эффективности органов аэродинамического управления;
- существенная нелинейность аэродинамических характеристик в трансзвуковой области полета и т.д.

В этих условиях одним из вариантов построения СУУ с требуемыми характеристиками является коррекция аэродинамических характеристик на некоторых режимах полета путем изменения конфигурации ОК в процессе полета с использованием аэродинамических управляющих поверхностей элевонов $\delta_{эв}$ (см. рис. форзац 1, позиция 7) воздушного тормоза $\delta_{вт}$ (см. рис. форзац 1, позиция 4) и балансировочного щитка $\delta_{бщ}$ (см. рис. форзац 1, позиция 6).

С этой целью был разработан алгоритм изменения конфигурации, учитывающий как основное функциональное назначение каждой из поверхностей, так и их возможность в части изменения облика ОК, обеспечивающего улучшение его аэродинамических характеристик.

При этом алгоритмы изменения конфигурации решали две основные задачи:

- формирование облика ОК с целью коррекции аэродинамических характеристик;
- обеспечение балансировки ОК путем распределения балансирующего момента между аэродинамическими органами управления с целью минимизации загрузки элевонов на сложных режимах в связи с их работой в контурах стабилизации быстрого движения, а также с целью уменьшения их шарнирных моментов.

Приоритет использования отклонения органов управления при каждой из этих задач определялся с учетом функционального назначения каждого из органов управления на рассматриваемом режиме полета.

Для успешного прохождения трансзвуковой области был организован особый режим, характеризующийся как специальной тактикой управления ОК, так и структурными методами СУУ.

Таким образом, в результате управления конфигурацией и реализации специального режима прохождения трансзвуковой области была сформирована структура СУУ, которая, являясь внутренним контуром системы управления движением и навигации (СУДН), обеспечивает стабилизацию ОК относительно центра масс, управление в ручном режиме и отработку заданных команд СУДН в автоматическом режиме при бездвигательном планировании с высоты $H=20$ км до остановки на ВПП при всех заданных управляющих и возмущающих воздействиях.

При автоматическом управлении алгоритмы СУУ используются как базовые с добавлением необходимых связей и коррекции настроек коэффициентов СУУ.

Кроме того, СУУ обеспечивает ограничение предельного значения задаваемой перегрузки $\Delta n_y^{\text{зад}}$, а также ограничение сигналов во внутренних трактах СУУ с целью создания комфортных условий функционирования элементов системы управления как в номинальных условиях, так и при отказах.

6.2. Исходные данные для разработки системы устойчивости и управляемости

Исходными данными для разработки СУУ послужили:

- а) характеристики ОК:
 - геометрические;
 - инерционно-массовые и центровочные;
 - исходные данные по упругим колебаниям конструкции ОК в местах установки датчиков информации (ДУС, ЖАКС);
 - диапазоны отклонения управляющих аэродинамических поверхностей и их максимальные скорости отклонения;
 - аэродинамические характеристики;
- б) основное эксплуатационное ограничение перегрузки по оси Y – $n_y^3, n_{y\text{max}}^3$;
- в) область полета;
- г) характеристики атмосферы;
- д) характеристики гидромеханических систем, обеспечивающих работу исполнительных приводов аэродинамических органов управления;
- е) математические модели приводов;
- ж) характеристики информационных систем и датчиков;
- з) основные характеристики цифрового вычислителя.

Требования к характеристикам устойчивости и управляемости на этапах полета при ручном управлении. Основой требований к СУУ по качеству управления и стабилизации послужили требования, предъявляемые к самолетам подобного класса при ручном управлении.

В продольном канале:

- качество управления по перегрузке при скачкообразном входном сигнале;

- перерегулирование по перегрузке $\Delta \bar{n}_y$:

$$\Delta \bar{n}_y = \frac{\Delta n_{y\max} - \Delta n_{y\text{уст}}}{\Delta n_{y\text{уст}}},$$

где $\Delta \bar{n}_y$ – относительное перерегулирование по перегрузке в переходном процессе;

$\Delta n_{y\text{уст}}$ – установившееся значение перегрузки;

$\Delta n_{y\max}$ – максимальное значение перегрузки в переходном процессе;

- время срабатывания $t_{\text{ср}}$ – время первого достижения перегрузкой значения $0,95 \Delta n_{y\text{уст}}$.

В боковом канале:

- колебательное движение ОК должно быть устойчивым, время затухания до 5% от начальной амплитуды не более $t_{\text{зад}}$;

- спиральное движение: большие степени устойчивости и неустойчивости недопустимы;

- постоянная времени крена $T_{\text{кр}} \leq T_{\text{кр max доп}}$;

- не должно быть обратной реакции по крену при отклонении руля направления $\delta_{\text{н}}$.

6.3. Формирование структуры системы устойчивости и управляемости

Анализ исходных данных

Орбитальный корабль выполнен по схеме «бесхвостка» с вертикальным оперением.

Аэродинамические управляющие поверхности состоят из:

- элевонов $\delta_{\text{эвл(пр)}}$, используемых для управления по тангажу и крену, а также для балансировки в продольном и боковом каналах;

- расщепляющегося руля направления, используемого в основном как руль направления δ_H , а при раскрытии створок – как воздушный тормоз δ_{BT} , который в этом случае используется как элемент балансировки в продольном канале и для управления скоростью на малых значениях числа M ;

- балансирующего щитка $\delta_{бщ}$, обеспечивающего балансировку в продольном канале вместе с воздушным тормозом и элевонами.

Основными особенностями аэродинамических характеристик, усложняющими формирование СУУ, являются:

- существенная зависимость продольной устойчивости от величины угла атаки на дозвуковых режимах при задних центровках (вплоть до неустойчивости) и в трансзвуковой зоне полета;

- изменение эффективности органов аэродинамического управления в зависимости от угла атаки;

- большие перекрестные моменты от элевонов на рыскание и от руля направления на угол крена;

- неопределенность аэродинамических характеристик в трансзвуковой области.

Последнее требует выбора специальной тактики «прохождения» трансзвуковой области.

Функционирование исполнительных рулевых приводов, отклоняющих аэродинамические управляющие поверхности, обеспечивается тремя каналами гидросистемы (ГС). Требуемые значения скоростей отклонения полностью обеспечиваются ГС в номинальных условиях и при отказе одного канала ГС. При отказе 2-х каналов ГС возможность обеспечения требуемых скоростей для всех приводов уменьшается.

В связи с этим была необходима разработка специального алгоритма приоритета приводов в части обеспечения их требуемыми скоростями.

Для подавления высокочастотных изгибных колебаний конструкции ОК, измеряемых датчиками в местах их установки, необходимо реализовать в СУДН(П) фильтры изгибных колебаний (ФИК).

Кроме того, отдельной задачей являлось формирование алгоритма изменения конфигурации ОК в процессе полета с целью коррекции аэродинамических характеристик и связанной с этим перебалансировкой.

Технология формирования структур СУУ

Существенная нелинейность аэродинамических характеристик, их многопараметрическая зависимость как от режима полета, так и от конфигурации, а также нелинейности характеристик элементов системы управления усложняют задачу формирования структуры СУУ.

В связи с этим задача решалась поэтапно с последовательным учетом всех исходных данных, требований и необходимой коррекцией как начальной структуры, так и ее параметров.

На первом этапе для характерных режимов из области полетов был приведен выбор структуры СУУ, обеспечивающей устойчивость и приемлемые характеристики управляемости.

Выбор структуры проводился с использованием линейных моделей изолированных продольного и бокового движений в «замороженных» точках при учете линейных моделей датчиков и приводов.

Режимы в области полетов выбирались для ряда скоростных напоров и значений числа M . Инерционно-массовые и центровочные характеристики ОК соответствовали крайним значениям.

В заключение этапа было проведено моделирование выбранной структуры с учетом нелинейных аэродинамических характеристик изолированных продольного и бокового каналов на соответствие требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости.

Следующий этап формирования СУУ включал решение ряда задач, связанных с пространственным движением ОК:

- формирование требуемого взаимодействия аэродинамических органов управления при пространственных маневрах;
- ограничение предельных значений параметров движения;
- формирование управляющих сигналов на приводы левого и правого элевонов $\delta_{эвл}$, $\delta_{эвпр}$ по значениям управляющих команд продольного σ_v и бокового σ_β каналов;

- ограничение значений управляющих сигналов и их скоростей на приводы элевонів, руля направления, воздушного тормоза и балансировочного щитка с целью создания комфортных условий работы приводов как в номинальных условиях, так и при отказах.

Кроме того, был сформирован комплексный алгоритм изменения конфигурации и балансировки ОК.

В заключении алгоритмы СУУ были включены в контур СУДН для использования на режимах автоматического управления. Окончательная проверка и доводка алгоритмов СУУ проводилась в составе СУДН на этапах предпосадочного маневра, захода на посадку и пробега по ВПП с реализацией алгоритмов на БЦВМ.

При реализации алгоритмов на БЦВМ были сформированы требования по такту дискретности счета и последовательности счета алгоритмических модулей СУУ.

Выбор структуры СУУ в линейном варианте

Изолированное продольное движение объекта. Выбор структуры контура «СУУ–ОК» проводился с использованием уравнений короткопериодического движения ОК.

Уравнения имеют вид [24]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\alpha} \alpha + M_z^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\Theta} = Y^{\alpha} \alpha + Y_z^{\delta_B} \delta_B; \\ n_y = \frac{V}{57,3g} \dot{\Theta}; \\ \omega_z = \dot{\Theta} + \dot{\alpha}. \end{cases} \quad (6.1)$$

Передаточную функцию ОК от элевонів δ_B к угловой скорости ω_z в общем виде можно записать как

$$W_{\omega_z/\delta_B}(p) = \frac{K_1(T_1 p + 1)}{[A p^2 + B p + 1]}. \quad (6.2)$$

При этом, в зависимости от динамических коэффициентов системы уравнений (6.1), знаменатель выражения (6.2) может иметь две формы представления (6.3) и (6.4):

$$W_{\omega_z/\delta_B}(p) = \frac{K_1(T_1 p + 1)}{[T_K^2 p^2 + 2T_K \xi p + 1]} \quad (6.3)$$

или

$$W_{\omega_z/\delta_B}(p) = \frac{K_1(T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}. \quad (6.4)$$

В выражении (6.4) одно из звеньев в знаменателе может быть неустойчивым, что соответствует неустойчивому ОК по углу атаки.

Передаточная функция ОК от угловой скорости ω_z к перегрузке имеет вид

$$W_{\Delta n_y/\omega_z}(p) = \frac{K_2(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)}{(T_3 p + 1)}. \quad (6.5)$$

Упрощенная структура контура «СУУ–ОК» приведена на рис. 6.1,

где $W_{\omega_z/\delta_B}(p)$, $W_{\Delta n_y/\omega_z}(p)$ – передаточные функции ОК;

$W_{\text{пр}}(p)$ – передаточная функция привода;

$W_{\text{дус}}(p)$ – передаточная функция ДУС’а;

$W_{\text{жакс}}(p)$ – передаточная функция ЖАКС’а;

$W_{\text{фик}\omega_z}(p)$ – передаточная функция фильтра изгибных колебаний;

$W_1(p) \div W_2(p)$ – передаточные функции фильтров в трактах СУУ.

Синтез структуры проводился методом логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) с последующим исследованием областей устойчивости.

Рассмотрим особенности обеспечения устойчивости в контуре угловой скорости ω_z на примере режима из области полетов ОК, на котором ОК, в зависимости от центровки, может быть как устойчив по

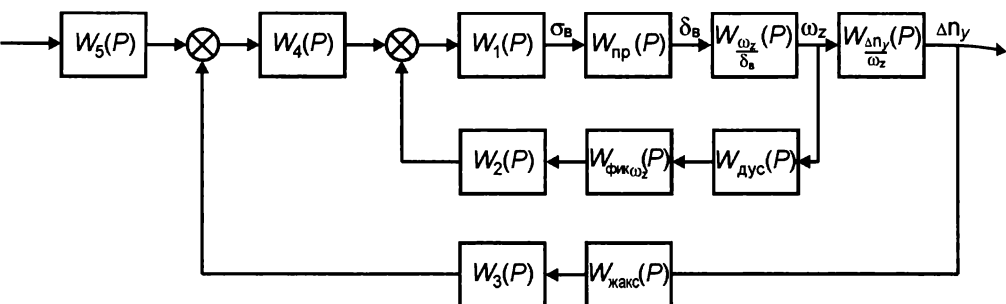


Рис. 6.1. Упрощенная структура контура «СУУ–ОК»

углу атаки ($M_z^a < 0$ – передняя центровка см. (6.1)), так и неустойчив ($M_z^a > 0$ – задняя центровка). Вид ЛАФЧХ для передаточных функций ОК типа (6.3) и (6.4) приведен на рис. 6.2, где обозначено:

L_I , φ_I – амплитудная и фазовая характеристики варианта устойчивого ОК;

L_{II} , φ_{II} – амплитудная и фазовая характеристики варианта неустойчивого ОК.

Если амплитудные характеристики вариантов близки как на низких частотах, так и на высоких, то фазовые характеристики различны. В области высоких частот фазовые характеристики имеют общую асимптоту $\varphi = -90^\circ$. В области низких частот фазовая характеристика устойчивого варианта имеет асимптоту $\varphi = 0^\circ$, а неустойчивого – асимптоту $\varphi = -180^\circ$.

Условия устойчивости замкнутого контура угловой скорости на высоких частотах одинаковы для обоих вариантов.

Условия устойчивости на низких частотах для варианта неустойчивого по углу атаки ОК требуют специальной коррекции в контуре.

Одним из вариантов обеспечения устойчивости в этом случае может быть вариант введения в прямой тракт контура угловой скорости корректирующего звена.

В этом случае на рис. 6.1 $W_1(p)$ имеет вид $W_1(p) = K_{II}/p + 1$, где значение K_{II} изменяется в зависимости от режима полета (M , q).

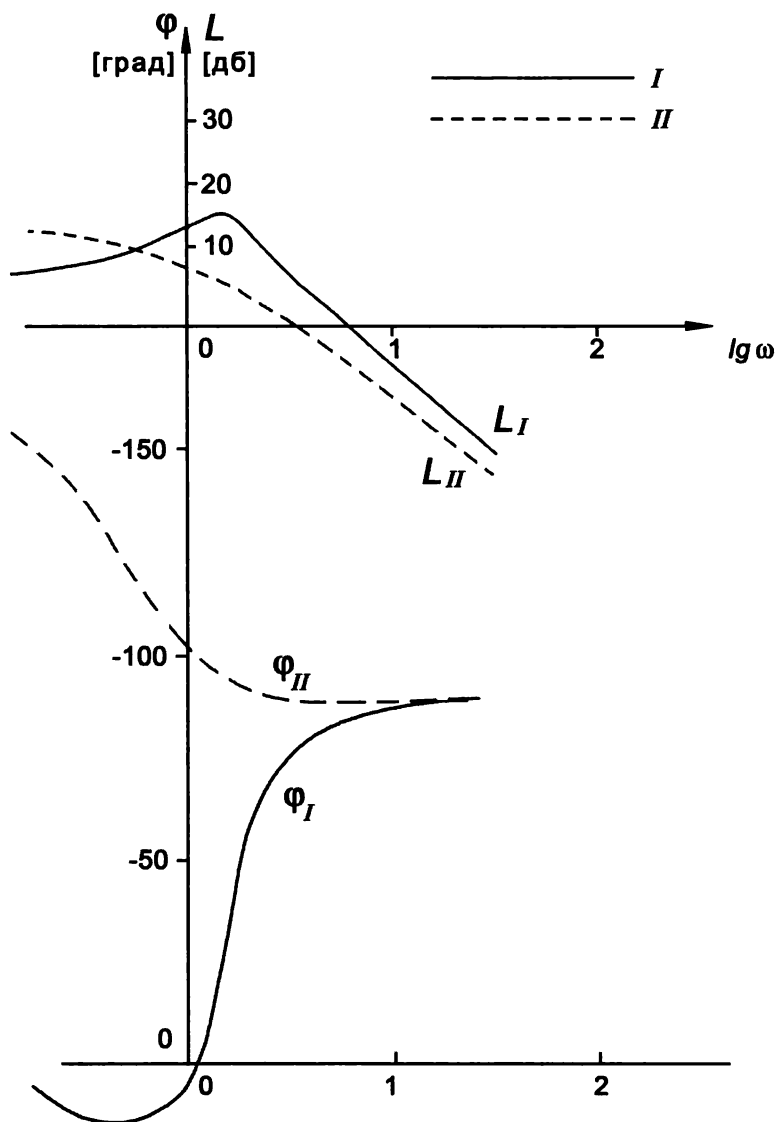


Рис. 6.2. ЛАФЧХ ОК для передаточных функций:

I для (6.3);

II для (6.4)

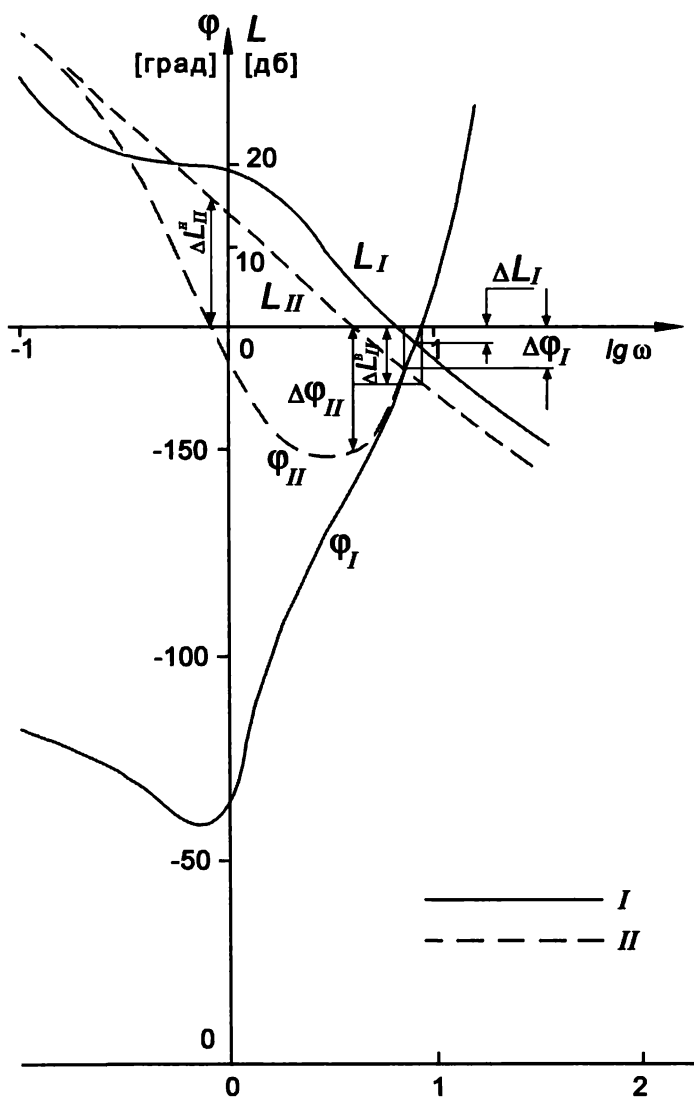


Рис. 6.3. ЛАФЧХ разомкнутого контура ОК по угловой скорости ω_z

На первом этапе формирования контура по угловой скорости ω_z характеристики элементов контура: привода, датчика угловой скорости, а также фильтра изгибных колебаний учитывались их фазовыми характеристиками в виде суммарного запаздывания:

$$e^{-p\tau_\Sigma}, \text{ где } \tau_\Sigma = \tau_{\text{дус}} + \tau_{\text{пр}} + \tau_{\text{фик}},$$

где $\tau_{\text{дус}}$ – запаздывание датчика угловой скорости;

$\tau_{\text{пр}}$ – запаздывание привода;

$\tau_{\text{фик}}$ – запаздывание фильтра изгибных колебаний;

Тогда ЛАФЧХ разомкнутого контура угловой скорости для рассматриваемого режима в вариантах I и II с учетом коррекции имеют вид, приведенный на рис. 6.3.

Из анализа ЛАФЧХ разомкнутого контура следует, что замкнутый контур угловой скорости для обоих вариантов I и II с учетом

$$W_1(p) = K_n / (p + 1) \text{ устойчив с запасами устойчивости:}$$

- вариант I на высокой частоте (единственное условие):
 - по амплитуде ΔL_I ,
 - по фазе $\Delta \varphi_I$;
- вариант II:
 - по амплитуде:
 - на высокой частоте ΔL_{II}^B ,
 - на низкой частоте ΔL_{II}^H ,
 - по фазе $\Delta \varphi_{II}$.

Таким образом, для обеспечения устойчивости замкнутого контура с характеристиками варианта II коэффициент усиления контура угловой скорости $K_k = K_{\omega_z} \cdot K_n \cdot K_1$ имеет границы $K_{\min} < K_k < K_{\max}$, где K_{ω_z} – коэффициент обратной связи по угловой скорости ω_z в $W_2(p)$ (см. рис. 6.1), K_1 – коэффициент в (6.2).

Из рассмотрения фазовых характеристик элементов СУУ контура угловой скорости (ДУС, привод, ФИК) следует, что именно их суммарная фазовая характеристика определяет частоту, на которой фазо-

вая характеристика разомкнутого контура СУУ имеет значение $\varphi = -180^\circ$, т.е. определяется рабочая полоса пропускания контура ω_{Π} .

Если учесть, что фазовые характеристики этих элементов практически не зависят от режима полета, то можно сделать вывод, что максимальная полоса пропускания рабочих частот контура стабилизации угловой скорости ω_{Π} практически постоянна и имеет значение (в соответствии с рис. 6.3)

$$f_{\Pi} \approx 1,6 \text{ Гц}; (\lg \omega_{\Pi} \approx 1).$$

При этом следует отметить, что контур стабилизации угловой скорости наиболее высокочастотный в составе СУУ.

Принимая, что $f_{\Pi \max} \approx 2 \text{ Гц}$, и учитывая, что тактовая частота счета БЦВМ $\approx 30 \text{ Гц}$, можем сделать вывод, что на первом этапе формирования структуры СУУ при расчетах можно рассматривать ее как непрерывную.

Требуемые характеристики управляемости формируются контуром перегрузки. Качество переходного процесса по перегрузке обеспечивается выбором фильтров (рис. 6.1):

$$W_3(p) = \frac{1}{(T_3 p + 1)} \text{ и } W_5(p) = \frac{K_g}{(T_5 p + 1)}, \quad (6.6)$$

а также выбором коэффициента усиления контура перегрузки K_n в передаточной функции $W_4(p) = K_n$ (рис. 6.1).

Требование по точности обработки заданного значения перегрузки обеспечивается введением на входе в замкнутый контур перегрузки корректирующего коэффициента K_g , входящего в $W_5(p)$ и зависящего от режима полета.

Значение K_g определялось из условия

$$K_{\Phi \Delta n_y} \cdot K_g = 1, \quad (6.7)$$

где $K_{\Phi \Delta n_y}$ – коэффициент передачи контура СУУ, замкнутого по угловой скорости ω_z и перегрузке Δn_y ;

$$K_{\Phi\Delta n_y} = \frac{K_n \cdot K_{\Phi\omega_z} \cdot K_2}{1 + K_n \cdot K_{\Phi\omega_z} \cdot K_2}; \quad (6.8)$$

K_n – коэффициент передаточной функции $W_4(p)$;

$K_{\Phi\omega_z} = 1/K_{\omega_z}$ – коэффициент передачи замкнутого интегрального контура по ω_z ;

K_2 – коэффициент передаточной функции $W_{\Delta n_y/\omega_z}(p)$; $K_2 = \frac{V}{57,3 \cdot g}$.

Тогда из (6.7) и (6.8)

$$K_g = 1/K_{\Phi\Delta n_y} = \frac{1 + K_n \cdot K_{\Phi\omega_z} \cdot K_2}{K_n \cdot K_{\Phi\omega_z} \cdot K_2} = \left(1 + \frac{K_{\omega_z}}{K_n} \cdot \frac{57,3 \cdot g}{V} \right).$$

Рассмотренная структура СУУ была принята для расчетов ее параметров в области полетов ОК.

При выборе режимов исследований принимались крайние соотношения характеристик полета (M , q), эффективности рулей и центров ОК.

Выбор значений K_{ω_z} , K_n проводился частотными методами и построением областей устойчивости.

Качество регулирования по перегрузке оценивалось по переходным процессам при моделировании.

Таким образом, в результате проведенных на первом этапе расчетов и моделирования был сформирован контур СУУ в продольном канале, обеспечивающий на всех рассмотренных характерных режимах полета ОК:

- устойчивость с требуемыми запасами по коэффициентам усиления;
- переходные процессы по перегрузке с заданными характеристиками.

В дальнейшем структура контура использовалась при построении общей структуры СУУ для стабилизации и управления в пространственном движении.

Изолированное боковое движение

Структура СУУ в боковом канале выбиралась с использованием линейных уравнений изолированного бокового движения, которые имеют вид [24]:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= c_z^\beta \cdot \beta + \omega_y + c_z^{\delta_3} \cdot \delta_3 + c_z^{\delta_H} \cdot \delta_H; \\ \dot{\omega}_y &= M_y^\beta \cdot \beta + M_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + M_y^{\omega_x} \cdot \omega_x + M_y^{\delta_3} \cdot \delta_3 + M_y^{\delta_H} \cdot \delta_H; \\ \dot{\omega}_x &= M_x^\beta \cdot \beta + M_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + M_x^{\omega_x} \cdot \omega_x + M_x^{\delta_3} \cdot \delta_3 + M_x^{\delta_H} \cdot \delta_H; \\ n_z &= \frac{V}{57,3 \cdot g} (c_z^\beta \cdot \beta + c_z^{\delta_H} \cdot \delta_H + c_z^{\delta_3} \cdot \delta_3); \\ \omega_x &= \dot{\gamma}.\end{aligned}$$

Характеристическое уравнение бокового движения имеет четвертый порядок. Корни характеристического уравнения определяют свободное движение объекта. Обычно это:

- большой действительный отрицательный корень, соответствующий движению по крену;
- малый действительный (положительный или отрицательный) корень, соответствующий спиральному движению (устойчивому или неустойчивому);
- два комплексно-сопряженных корня, соответствующих колебательному движению.

В требованиях к характеристикам устойчивости в боковом движении изложены желаемые параметры этих движений для объектов рассматриваемого класса. Формирование требуемых характеристик контура бокового движения проводилось с использованием обратных связей:

$$\left. \begin{array}{l} \text{по угловой скорости } \omega_x \quad K_{\omega_x} \cdot \omega_x - \text{в канал элевонов} \\ \text{по угловой скорости } \omega_y \quad K_{\omega_y} \cdot \omega_y \\ \text{по перегрузке } n_z \quad K_{n_z} \cdot n_z \end{array} \right\} - \text{в канал руля направления}$$

С целью разделения управления боковым движением по каналам крена и рыскания введены связи компенсации:

- в канал элевонов:

- сигнал $\sigma_{\text{дн}}$ с коэффициентом $K_3^{\omega_y}$ для компенсации перекрестного момента $M_x^{\omega_y}$;
- сигнал σ_{n_z} с коэффициентом $K_3^{n_z}$ для компенсации перекрестного момента M_x^β ;
- сигнал $\sigma_{n_{\text{упр}}}$ с коэффициентом $K_3^{x_n}$ для компенсации момента $M_x^{\delta_n}$;

- в канал руля направления:

- сигнал $\sigma_{\text{дэ}}$ с коэффициентом $K_n^{\omega_x}$ для компенсации момента $M_y^{\omega_x}$;
- сигнал $\sigma_{\text{эупр}}$ с коэффициентом $K_n^{x_3}$ для компенсации момента $M_y^{x_3}$.

Упрощенный вид структуры бокового канала СУУ, принятый для расчетов, приведен на рис. 6.4.

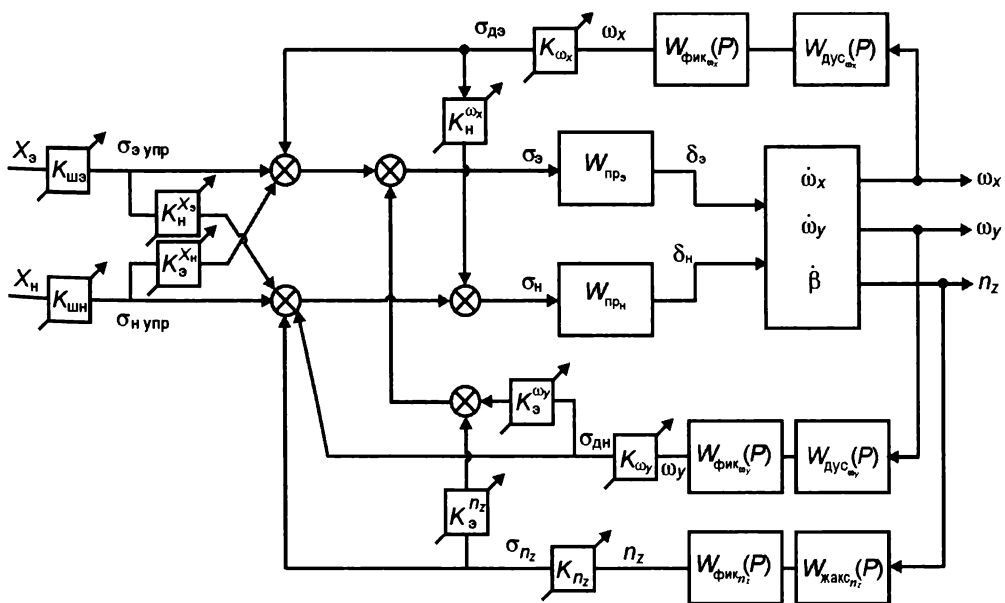


Рис. 6.4. Упрощенный вид структуры бокового канала СУУ

Для выбранных характерных режимов из области полетов был проведен расчет коэффициентов структуры в зависимости от числа M и скоростного напора q .

Зависимость коэффициентов от числа M и скоростного напора q на схемах обозначена знаком .

При выборе коэффициентов проводилось исследование областей устойчивости контуров, а при моделировании оценивалось качество переходных процессов на соответствие требованиям.

При формировании алгоритмов СУУ бокового канала использовались результаты наработок ЛИИ им. М.М. Громова.

Выбранная структура СУУ в линейном плане отдельно для продольного и бокового движения была принята как базовая для исследования в пространственном движении при учете всех нелинейностей как аэродинамических, так и аппаратурных на всех этапах полета в ручном и автоматическом режимах.

Структура СУУ при пространственном движении

Особенности пространственной структуры СУУ. Структуры изолированных продольного и бокового каналов СУУ, выбранные на первом этапе, обеспечивают выполнение основных требований к устойчивости и управляемости в ручном режиме на выбранных характерных режимах из области полетов при крайних неблагоприятных характеристиках ОК.

При пространственном движении ОК имеют место как аэродинамические, так и аппаратурные взаимодействия между каналами.

Общие аэродинамические органы управления в каналах тангажа и крена приводят к перевязке каналов на уровне управляющих сигналов продольного канала σ_B и канала крена σ_3 при формировании сигнала на элевон $\sigma_{эвл(пр)} = f(\sigma_B, \sigma_3)$.

На режимах автоматического управления при пространственных маневрах возникает необходимость подачи на вход СУУ дополнительных сигналов для координации движения.

С целью ограничения предельных значений перегрузки во входном тракте канала тангажа требуется ограничение сигнала $\Delta n_y^{\text{зад}}$, изменяемое по режимам полета, а также ограничение $\Delta n_y^{\text{э max}}$.

Особую трудность представляет режим прохождения трансзвуковой области, в пределах которой аэродинамические характеристики ОК имеют существенную неопределенность.

В целях обеспечения «комфортных» условий работы гидросистемы (ГС), питающей исполнительные приводы аэродинамических органов управления, в СУУ необходимо реализовать ограничение входных сигналов на приводы по углам отклонения, по скорости при нормальной работе ГС, при последовательных отказах 2-х каналов ГС.

Снижение ограничений уровней скоростей входных сигналов в условиях отказов ГС регламентируется алгоритмом приоритета приводов.

С целью защиты цифровых трактов СУУ от помех, обусловленных изгибными колебаниями конструкции планера, в местах установки датчиков информации, в трактах ДУС и ЖАКС реализованы цифровые фильтры изгибных колебаний (ФИК).

Наконец, одной из задач СУУ, обеспечивающей успешное выполнение спуска и посадки, является формирование конфигурации ОК, в ходе полета обеспечивающей как коррекцию аэродинамических характеристик ОК, так и балансировку с учетом приоритета используемых для этой цели управляющих аэродинамических поверхностей.

Решение перечисленных задач СУ при пространственном движении рассмотрим для ручного режима управления.

Модульное представление структуры СУУ. Представим структуру СУУ для ручного управления в виде модулей.

Определим модуль как группу алгоритмов, решающих отдельную законченную задачу.

Все модули СУУ можно разделить на две группы:

- первая – модули трактов, обеспечивающих непосредственно формирование управляющих сигналов на входы приводов $\sigma_{\text{эвл(пр)}}$, руля направления $\sigma_{\text{н}}$, воздушного тормоза $\sigma_{\text{вт}}$ и балансировочного щитка $\sigma_{\text{бщ}}$;

- вторая – модули, обеспечивающие функционирование трактов управления, т.е. модулей первой группы.

Функционально-модульная схема СУУ приведена на рис. 6.5, где обозначены модули, обеспечивающие функционирование СУУ на режиме ручного управления, а также модуль переключения СУУ на работу с алгоритмами автоматического управления:

- предпосадочного маневрирования;
- захода на посадку;
- пробега.

В состав модуля переключения режимов управления входит алгоритм плавного согласования (сопряжения) вновь подключаемых входных сигналов с сигналами предшествующего режима.

Модули формирования управляющих сигналов:

- модуль фильтров изгибных колебаний;
- модуль формирования управляющего сигнала продольного канала $\sigma_{\text{в}}$;
- модуль формирования управляющих сигналов в боковом канале $\sigma_{\text{э}}$, $\sigma_{\text{н}}$;
- модуль формирования управляющих сигналов на элевоны $\sigma_{\text{эвл(пр)}}$ по сигналам продольного $\sigma_{\text{в}}$ и $\sigma_{\text{э}}$ бокового каналов с последующим ограничением их по углам отклонения и скорости;
- модуль формирования управляющего сигнала на руль направления $\sigma_{\text{н}}$ с последующим ограничением его по углу и скорости отклонения;
- модуль формирования управляющего сигнала на привод воздушного тормоза $\sigma_{\text{вт}}$ с последующим ограничением по углам и скорости отклонения;

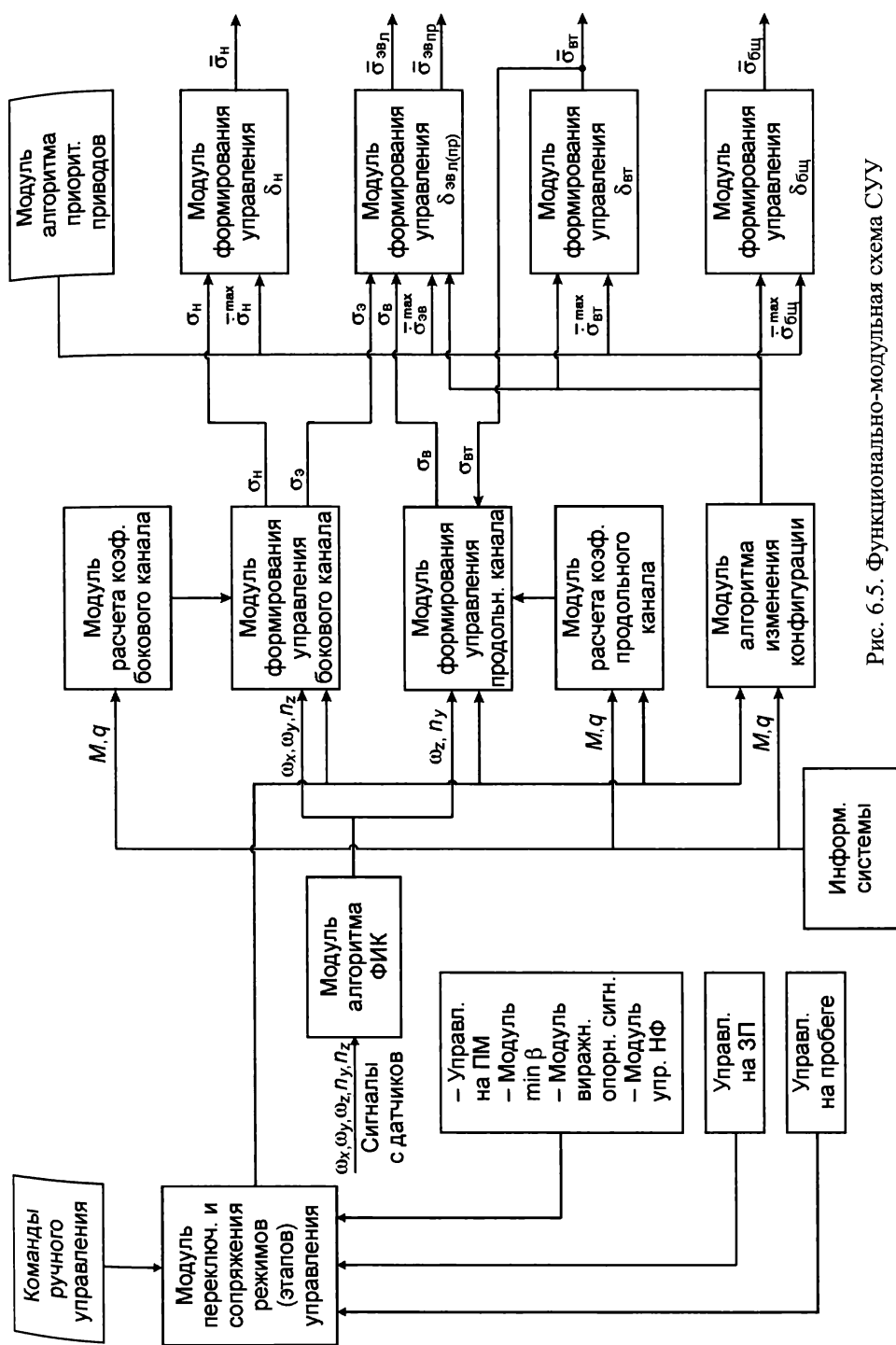


Рис. 6.5. Функционально-модульная схема СУ

- модуль формирования управляющего сигнала на привод балансирующего щитка $\sigma_{\text{бщ}}$ с последующим ограничением по углам и скорости отклонения.

Рассмотрим структурные схемы алгоритмов модулей.

Модуль формирования управляющего сигнала в продольном канале показан на рис. 6.6, где обозначено:

$x_{\text{в}}$ – отклонение ручки управления по тангажу;

n_y – сигнал перегрузки;

ω_z – сигнал угловой скорости;

$\Delta n_y^{\text{зад}}$ – заданное значение перегрузки;

$\sigma_{\text{в}}$ – сигнал управления в продольном канале;

$i_{\text{тр}}$ – сигнал по скорости триммирования в продольном канале;

Δn_y – сигнал обратной связи по перегрузке;

Δn_y^* – сигнал обратной связи по псевдоперегрузке;

НФ – нелинейный фильтр, в зависимости от режима полета обеспечивает ограничения заданного значения перегрузки и скорости ее изменения, в том числе ограничение предельных уровней $\Delta n_y^{\text{макс}}$.

В режиме ручного управления сигнал по тангажу от ручки управления, пересчитанный к $\Delta n_y^{\text{зад}}$, преобразуется нелинейным фильтром, где ограничивается по величине и скорости.

С нелинейного фильтра через коэффициент K_g сигнал $\Delta n_y^{\text{задф}}$ подается на вход статического контура СУУ по перегрузке. Переменный коэффициент K_g обеспечивает статический коэффициент передачи от $\Delta n_y^{\text{задф}}$ до Δn_y , равный 1.

Сигнал ошибки с коэффициентом K_n поступает на интегральный контур демпфирования, замкнутый по угловой скорости ω_z .

На выходе звена интегрирования формируется управляющий сигнал продольного канала $\sigma_{\text{в}}$.

Триммирование в продольном канале осуществляется через тракт $\Delta n_y^{\text{зад}}$.

Структура формирования $\sigma_{\text{в}}$ по этапам полета изменяется.

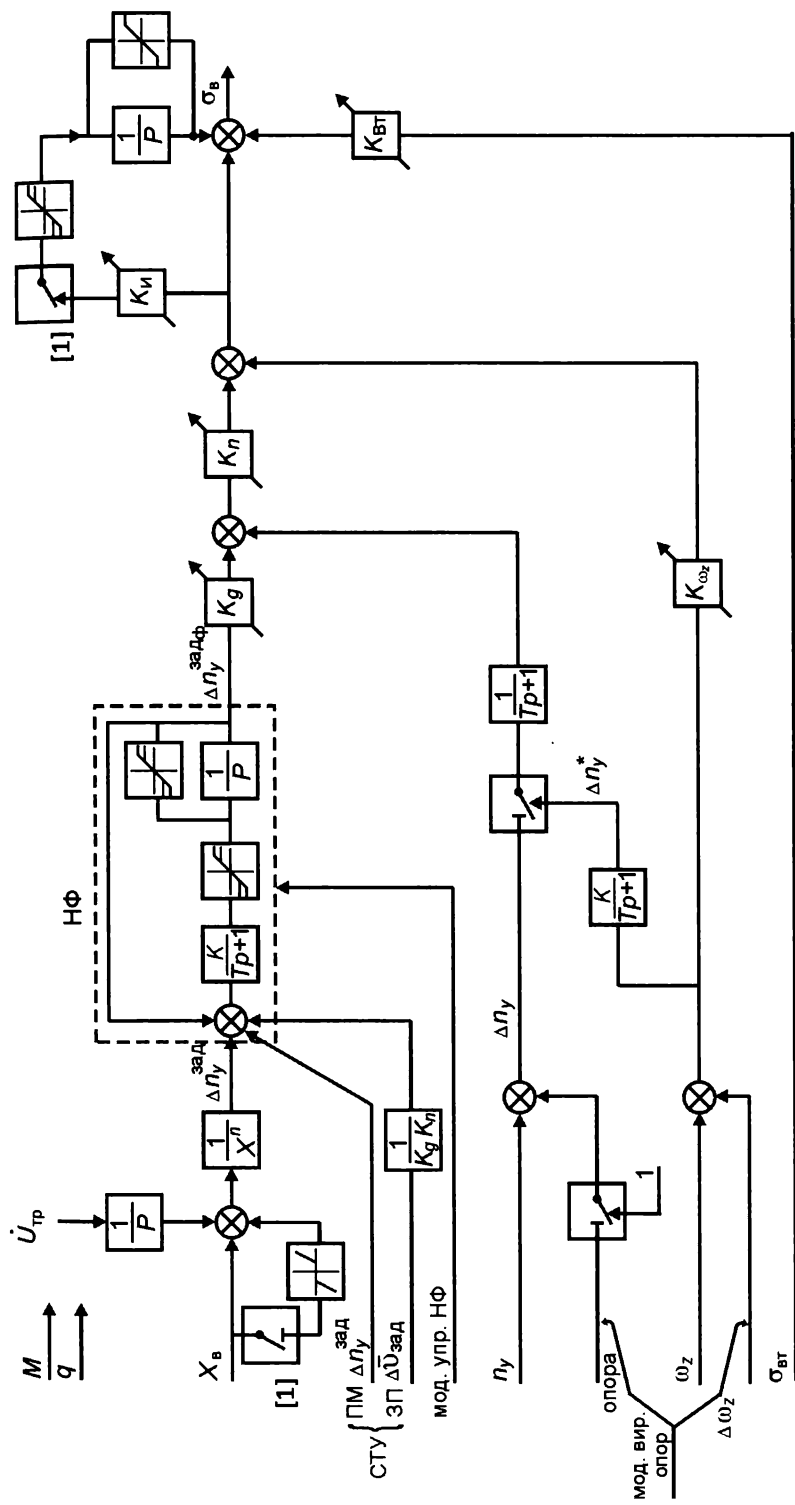


Рис. 6.6. Модуль формирования управляющего сигнала в продольном канале

На высоте $H < 30$ м звено интегрирования в контуре демпфирования отключается, и контур демпфирования становится статическим, что обеспечивает более жесткое управление в тракте от X_B до σ_B .

Одновременно подключается нелинейное звено в тракт X_B , обеспечивая согласование расхода ручки управления и отклонения элевон в статической структуре.

Модуль формирования управляющих сигналов в боковом канале σ_3 , σ_H представлен на рис. 6.7, где обозначено:

X_H – сигнал управления от педалей;

X_3 – сигнал управления по угловой скорости крена от ручки управления;

σ_H – управляющий сигнал на руль направления;

σ_3 – управляющий сигнал на элевоны;

$\dot{U}_{тр3}$, $\dot{U}_{трH}$ – сигналы по скорости триммирования в канале руля направления и крена соответственно;

ω_x – сигнал угловой скорости по крену;

ω_y – сигнал угловой скорости;

n_z – сигнал боковой перегрузки.

С целью разделения бокового движения на движение по крену и рысканию при существенных взаимовлияниях аэродинамических характеристик этих каналов вводились перекрестные компенсирующие сигналы (см. рис. 6.7):

- в канал крена – сигналы: $\bar{\sigma}_{Hупр} \cdot K_{\sigma_3}^{X_H}$, $\sigma_{n_z} \cdot K_{\sigma_3}^{n_z}$, $\sigma_{\Delta H} \cdot K_{\sigma_3}^{\omega_y}$;
- в канал руля направления – сигналы: $\sigma_{\Delta x} \cdot K_H^{\omega_x}$, $\sigma_{\sigma_3упр} \cdot K_H^{X_3}$.

Сигнал управления X_3 от ручки управления с переменным коэффициентом $K_{ш3}$ является основным сигналом управления по крену в ручном режиме $\sigma_{\sigma_3упр}$.

Сигнал обратной связи по угловой скорости ω_x с переменным коэффициентом K_{ω_x} формирует требуемый переходной процесс по угловой скорости ω_x .

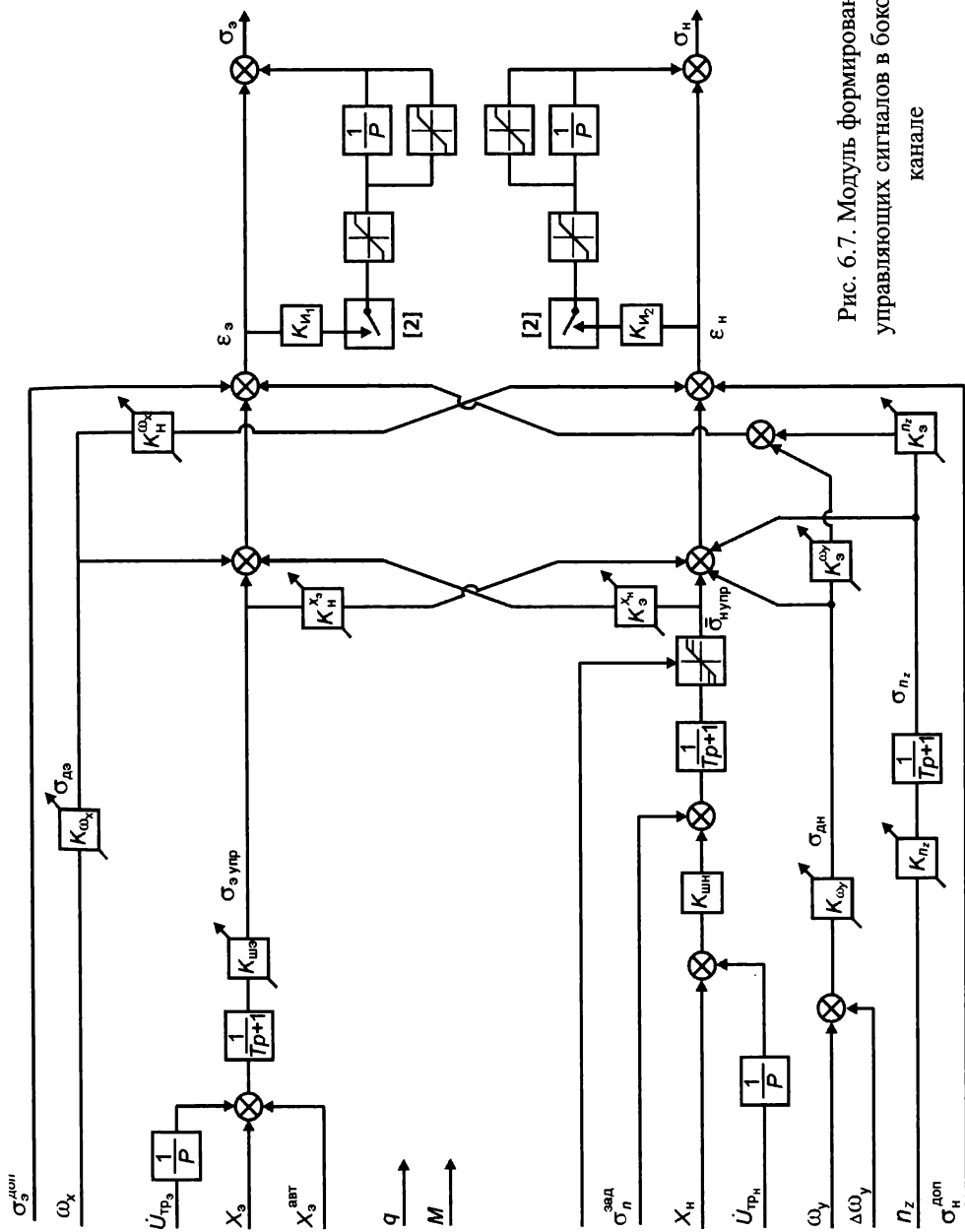


Рис. 6.7. Модуль формирования управляющих сигналов в боковом канале

Сигнал управления X_H от педалей с использованием коэффициента $K_{\text{шн}}$ формирует управляющий сигнал на руль направления $\sigma_{\text{нупр}}$ с учетом ограничения δ_H , изменяемым по режимам полета. Ограничения управляющего сигнала выбирались исходя из требований по прочности руля направления.

Формирование требуемых параметров бокового колебательного и спирального движения обеспечивалось с использованием обратных связей по угловой скорости ω_y и боковой перегрузке n_z с переменными коэффициентами K_{ω_y} и K_{n_z} соответственно.

В зависимости от этапа и режима полета структура бокового канала претерпевает изменения. При $M < 0,6$ звенья интегрирования в цепях формирования сигналов σ_H и σ_Σ отключаются (см. рис. 6.7).

В формировании структуры бокового канала управления принимали участие сотрудники ЛИИ им. М.М. Громова.

В модуле *формирования управляющих сигналов на элевоны* решались две задачи:

1) формирование управляющих сигналов на приводы элевонов: элевон левый $\sigma_{\text{эвл}}$, элевон правый $\sigma_{\text{эвпр}}$ по значениям сигналов σ_B и σ_Σ продольного и бокового каналов;

2) ограничение сигналов $\delta_{\text{эвл(пр)}}$ по величине и по скорости их изменения.

Формирование значений $\delta_{\text{эвл(пр)}}$ по сигналам σ_B , σ_Σ осуществляется по закону:

$$\sigma_{\text{эвпр}} = \sigma_B + \sigma_\Sigma;$$

$$\sigma_{\text{эвл}} = \sigma_B - \sigma_\Sigma.$$

Задача формирования управляющих сигналов на приводы $\sigma_{\text{эвл(пр)}}$ по сигналам каналов σ_B , σ_Σ состоит в распределении максимального диапазона отклонения $\delta_{\text{эвл}}$ между каналами тангажа и крена.

Исходными данными для распределения послужили:

- функциональные задачи, решаемые каналами;

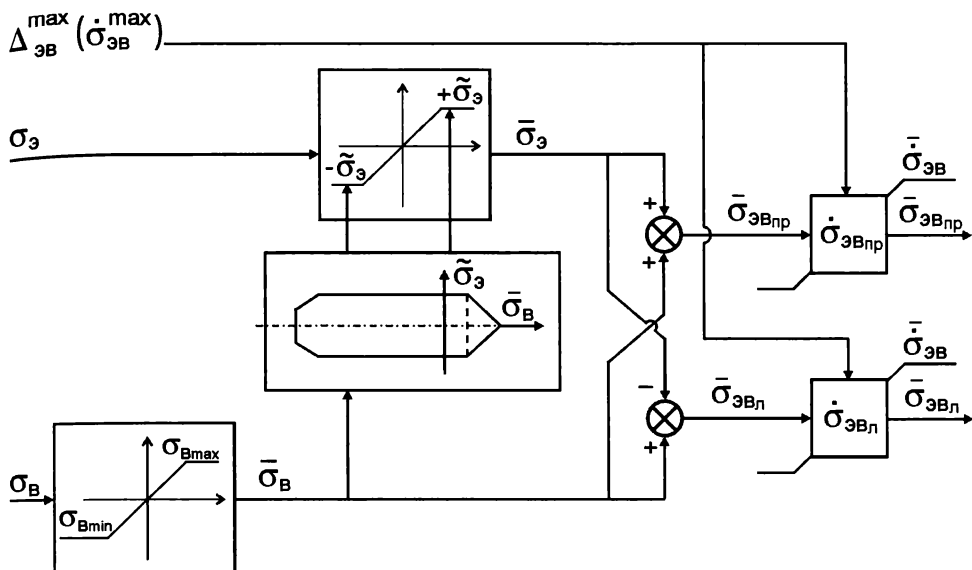


Рис. 6.8. Структурная схема алгоритма формирования углов отклонения элевонов

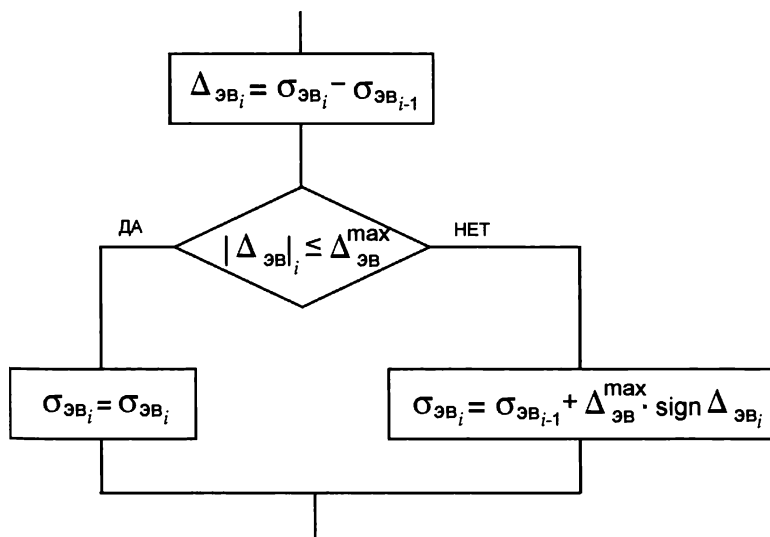


Рис. 6.9. Алгоритм ограничения скорости изменения сигнала $\bar{\sigma}_{\text{эв}}$

- потребные углы отклонения $\delta_{эВ}$ по тангажу и крену получены расчетом и моделированием.

Отклонение $\delta_{эВ}$ по тангажу обеспечивает управление, демпфирование и балансировку. Отклонение $\delta_{эВ}$ по крену обеспечивает управление и демпфирование.

Исходя из функциональных задач, а также результатов расчетов и моделирования предпочтение в распределении располагаемого диапазона отклонений $\delta_{эВ}$ между σ_B и σ_3 отдается каналу тангажа.

Структурная схема алгоритма формирования углов отклонения элевонів приведена на рис. 6.8.

Ограничение предельной скорости изменения управляющих сигналов $\bar{\sigma}_{эВ}$ на элевоны осуществляется алгоритмически по информации алгоритма приоритета приводов ($\Delta_{эВ}^{\max}$, $\dot{\sigma}_{эВ}^{\max}$). Блок-схема алгоритма ограничения величины и скорости управляющего сигнала в цифровой реализации имеет вид, приведенный на рис. 6.9, где обозначено:

i – шаг счета алгоритма;

$\Delta_{эВ}^{\max}$ – максимально допустимое изменение сигнала $\sigma_{эВ}$ за такт счета, то есть максимальное значение скорости изменения $\dot{\sigma}_{эВ}^{\max}$.

Модуль формирования управляющего сигнала на руль направления обеспечивает ограничение сигнала на привод σ_H по углам отклонения и скорости изменения сигнала (рис. 6.10).

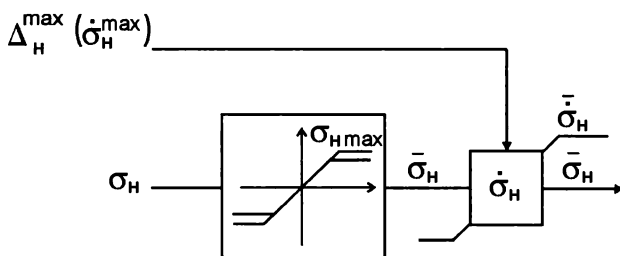


Рис. 6.10. Структурная схема формирования управляющего сигнала на руль направления

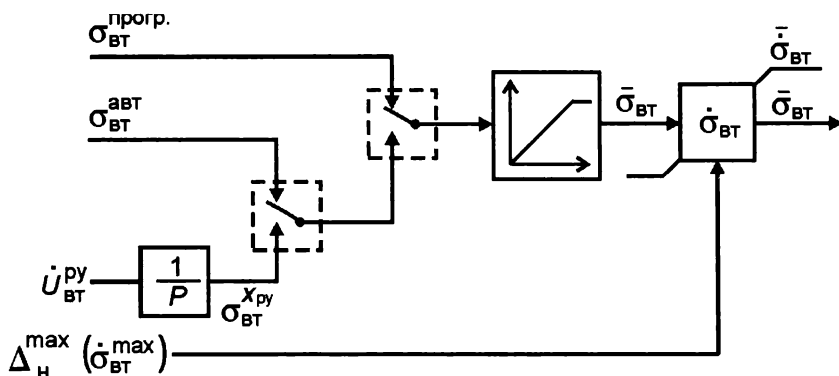


Рис. 6.11. Структурная схема формирования управляющего сигнала на привод воздушного тормоза

Ограничение скорости осуществляется алгоритмически по информации алгоритма приоритета приводов.

Модуль формирования управляющих сигналов на воздушный тормоз. Формирование входного сигнала на привод воздушного тормоза может осуществляться в зависимости от режима управления: ручной или автоматический.

Кроме того, при работе в составе системы изменения конфигурации воздушный тормоз может управляться по программе. Сформированный сигнал управления воздушным тормозом ограничивается по диапазону и по скорости изменения. Ограничение скорости сигнала осуществляется алгоритмически по информации алгоритма приоритета приводов. Структурная схема формирования управляющего сигнала на привод воздушного тормоза приведена на рис. 6.11.

Модуль формирования управляющего сигнала на привод балансирующего щитка (БЩ). Формирование входного сигнала на привод балансирующего щитка осуществлялось в зависимости от режима управления: ручной или автоматический.

Кроме того, при работе в составе системы изменения конфигурации, обеспечивая часть балансировки, сформированный сигнал управ-

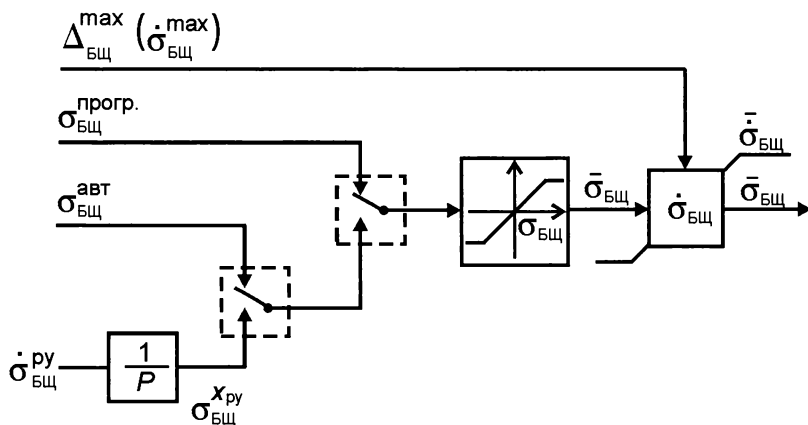


Рис. 6.12. Структурная схема формирования управляющего сигнала на привод балансировочного щитка

ления приводом балансировочного щитка ограничивается по диапазоном и по скорости изменения.

Ограничение по скорости осуществляется алгоритмически с использованием информации алгоритма приоритета приводов.

Структурная схема формирования управляющего сигнала на привод балансировочного щитка приведена на рис. 6.12.

Модули, обеспечивающие функционирование трактов управления:

- модуль расчета коэффициентов продольного канала;
- модуль расчета коэффициентов бокового канала;
- модуль алгоритма изменения конфигурации;
- модуль алгоритма приоритета приводов.

Модуль расчета коэффициентов продольного (бокового) канала.

Значения переменных коэффициентов алгоритмов управления K , определенные для всей области полетов в зависимости от скоростного напора q и числа M , аппроксимировались аналитическими зависимостями $K=f(q, M)$ первого и второго порядка. При моделировании пространственного движения в составе СУДН, значения K_i для текущих

параметров q и M определялись интерполяцией между графиками $K=f(q, M)$.

Модуль алгоритма изменения конфигурации. В составе СУУ для улучшения аэродинамических характеристик реализован алгоритм, который при значении $M > 0,8$ решает комплексно две задачи:

- 1) изменение конфигурации;
- 2) балансировку в продольном канале.

Основным аэродинамическим органом управления, существенно меняющим конфигурацию, а следовательно, аэродинамические характеристики, является воздушный тормоз.

Для балансировки могут использоваться все аэродинамические поверхности управления продольного канала: $\delta_{эв}$, $\delta_{вт}$, $\delta_{бщ}$.

Степень загрузки этих поверхностей задачей балансировки зависит от их функциональных задач и условий работы.

Балансировочный щиток предназначен только для балансировки в продольном канале на всех этапах спуска. Рабочий режим периодический с невысокими скоростями (перестановка).

Элевоны. Основное назначение – обеспечение устойчивости и управляемости в продольном и боковом каналах на всех режимах (ручном, автоматическом) и на всех этапах спуска, то есть работа в непрерывном режиме с высокими скоростями.

Предпочтительные условия для элевонов – работа в диапазоне с меньшими шарнирными моментами.

Воздушный тормоз. Назначение:

- управление скоростью полета на дозвуковых режимах полета;
- изменение конфигурации с целью коррекции аэродинамических характеристик;
- балансировка.

Возможно несколько вариантов построения алгоритмов изменения конфигурации и балансировки с различными долями участия этих органов управления.

В результате расчетов и моделирования был выбран вариант алгоритма, в котором:

- воздушный тормоз отклонялся по жесткой программе в зависимости от числа M в диапазоне $0,8 < M < 2$; программа изменения конфигурации определялась исходя из требований формирования нужного аэродинамического качества ОК;

- балансировочный щиток неподвижен в положении $\delta_{бщ} = \delta_{бщ}^{зад}$;
- $\delta_{эвл(пр)}$ обеспечивают остальную часть балансировки.

В результате реализации этого варианта алгоритма обеспечивается:

- требуемое изменение аэродинамических характеристик;
- перемещение воздушного тормоза с невысокими скоростями;
- неподвижное положение балансировочного щитка;
- шарнирные моменты на элевонах имеют допустимые значения.

На рис. 6.13 показана упрощенная схема обеспечения балансировки с использованием $\delta_{вт}$, $\delta_{бщ}$ и $\delta_{эвл}$ ($\sigma_{эвл}$).

На этапах изменения положения воздушного тормоза в соответствии с программой для устранения больших возмущений в контуре СУУ в продольный канал на вход приводов $\delta_{эвл(пр)}$ по цепи $\sigma_{эвл}$ подается сигнал компенсации балансировки $\sigma_{вт} \cdot K$.

Таким образом, при изменении положения $\delta_{вт}$ его долю балансировки принимают элевоны.

Модуль алгоритма приоритета приводов. По результатам расчетов и моделирования движения ОК на этапах спуска были получены значения максимально потребных скоростей отклонения аэродинамических органов управления $\dot{\delta}_{эвл}^{max}$, $\dot{\delta}_H^{max}$, $\dot{\delta}_{вт}^{max}$, $\dot{\delta}_{бщ}^{max}$.

Функционирование исполнительных рулевых приводов, управляющих отклонением аэродинамических органов управления, обеспечивается тремя каналами гидравлической системы (ГС), имеющими суммарный располагаемый расход рабочего тела $Q_{\Sigma 0}^p$, выделяемый для

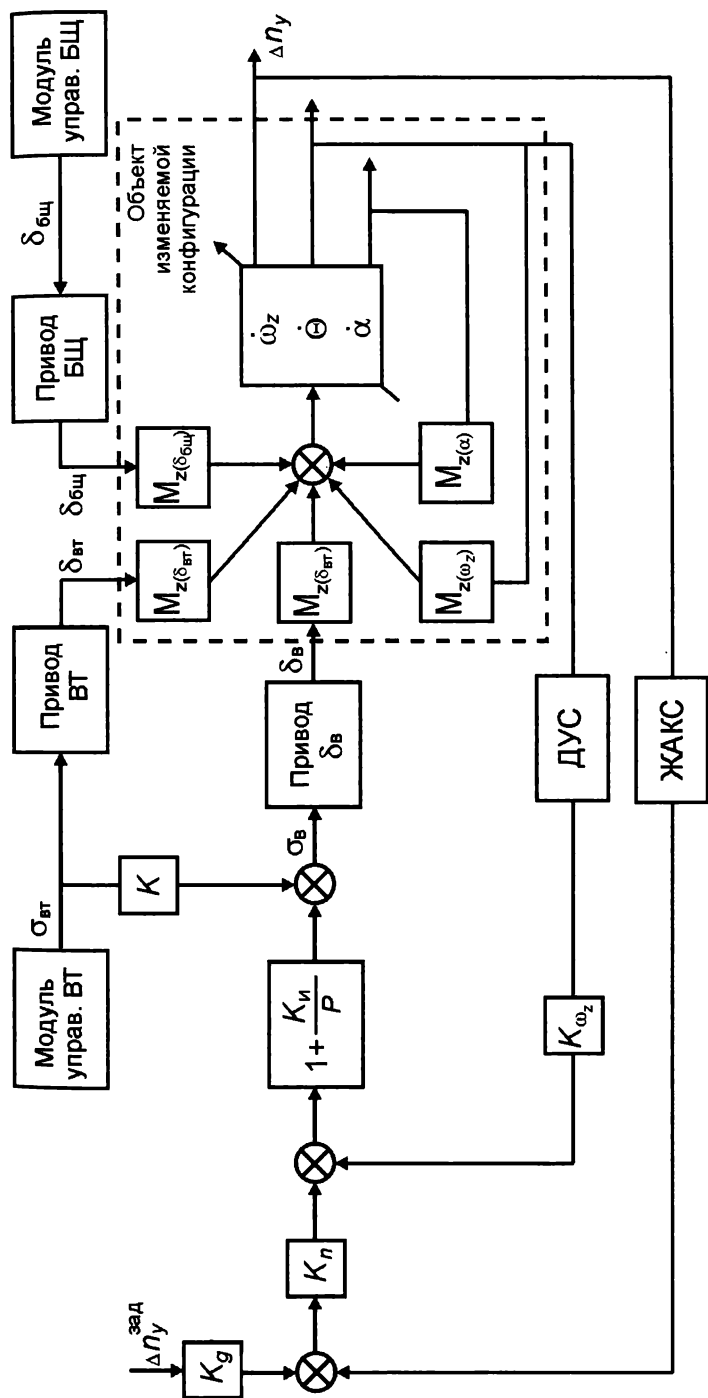


Рис. 6.13. Упрощенная схема обеспечения балансировки

задачи управления ОК в части приводов. При отказе одного или двух каналов это $Q_{\Sigma 1}^P$ и $Q_{\Sigma 2}^P$ соответственно.

В связи с уменьшением располагаемого расхода в условиях отказов каналов ГС возможна ситуация, когда значения максимальных скоростей не могут быть обеспечены для всех органов управления.

С целью обеспечения нормального функционирования основных контуров управления СУДН при отказах, требуется разработка алгоритма допустимого снижения значений максимальных скоростей рулевых приводов в зависимости от приоритета функциональных задач, решаемых рассматриваемым органом аэродинамического управления.

Для разработки этого алгоритма было составлено выражение баланса скоростей.

Обозначим потребный расход рабочего тела для обеспечения максимальной скорости одного элевона:

$Q_1^n = K_Q \cdot \dot{\delta}_{\text{эв}}^{\text{max}}$, где K_Q – коэффициент расхода рабочего тела для обеспечения скорости $\dot{\delta}_{\text{эв}}^{\text{max}}$. Тогда максимальный потребный расход рабочего тела для всех приводов запишется:

$$Q_{\Sigma}^n = K_Q \cdot [|\dot{\delta}_{\text{эв л}}^{\text{max}}| + |\dot{\delta}_{\text{эв пр}}^{\text{max}}| + K_1 \cdot |\dot{\delta}_{\text{н}}^{\text{max}}| + K_2 \cdot |\dot{\delta}_{\text{вт}}^{\text{max}}| + K_3 \cdot |\dot{\delta}_{\text{бщ}}^{\text{max}}|],$$

где $K_1 \div K_3$ – коэффициенты приведения потребного расхода рабочей жидкости для достижения максимальной скорости соответствующего привода к расходу одного элевона.

При нормальном состоянии ГС и при одном отказе $Q_{\Sigma}^n < Q_{\Sigma 0,1}^P$ имеет место обеспечение максимальными скоростями всех приводов.

При втором отказе это неравенство нарушается, и возникает задача распределения располагаемых скоростей между рулевыми приводами.

Для определения приоритета аэродинамических поверхностей, а следовательно и их приводов, рассмотрим их функциональное назначение.

Элевоны и руль направления работают в контуре стабилизации и управления, обеспечивая устойчивость и управление в короткопериодическом движении.

Балансировочный щиток обеспечивает часть балансировки ОК и перемещается в темпе изменения режима полета.

Воздушный тормоз кроме балансировки ОК участвует в управлении скоростью на дозвуковых режимах и является основным органом изменения конфигурации.

Исходя из рассмотрения функций был выбран приоритет органов управления (и, следовательно, приводов) трех уровней:

- 1) элевоны и руль направления;
- 2) воздушный тормоз;
- 3) балансировочный щиток.

В этом случае, отдавая предпочтение элевонам ($\delta_{эв}$) и рулю направления (δ_H), можно сформировать логику распределения располагаемой суммарной скорости при 2-х отказах. Один из вариантов:

$$\dot{\delta}_{эвл(пр)_2}^{\max} = \dot{\delta}_{эвл(пр)_0}^{\max};$$

$$\dot{\delta}_{H_2}^{\max} = \delta_{H_0}^{\max},$$

где $\dot{\delta}_{эвл(пр)_2}^{\max}$, $\delta_{H_2}^{\max}$ – при двух отказах ГС;

$$\dot{\delta}_{эвл(пр)_0}^{\max}, \delta_{H_0}^{\max} \text{ – без отказов.}$$

Балансировочный щиток – орган менее функционально нагруженный, по большей части полета его положение постоянно. Для него выделяется минимально допустимая скорость перемещения

$$\dot{\delta}_{бщ_2}^{\max} = \dot{\delta}_{бщ_{\min \text{ доп}}}^{\max}.$$

Максимальная скорость $\dot{\delta}_{вт_2}^{\max}$ при 2-м отказе ГС в этом случае определяется из выражения:

$$\dot{\delta}_{вт_2}^{\max} = \frac{Q_{\Sigma 2}^P - K_Q[|\dot{\delta}_{эв_2}^{\max}| + |\dot{\delta}_{эв_2}^{\max}| + K_1 \cdot |\dot{\delta}_{H_2}^{\max}| + K_3 \cdot |\dot{\delta}_{бщ_2}^{\max}|]}{K_Q \cdot K_2}.$$

Следует отметить, что в реальных условиях одновременное требование максимальных скоростей по всем приводам маловероятно.

В этом случае, если в формировании алгоритма приоритета скоростей воспользоваться информацией о текущих потребных скоростях в каждом канале, то снижения уровня располагаемых скоростей при 2-х отказах практически не требуется.

При построении алгоритмов приоритета приводов использовался опыт сотрудников НПО «Молния».

Особенности управления в трансзвуковой зоне полета

Особенности аэродинамических характеристик ОК в трансзвуковой области потребовали формирования специального режима управления. Прежде всего, конфигурация ОК на этом режиме должна обеспечивать наибольшую статическую устойчивость как в продольном, так и в боковом движениях.

Управляющие команды должны быть такого уровня, чтобы в алгоритмах управления сигналы и их скорости не выходили на ограничение. Особенно это относится к управляющим сигналам на приводы аэродинамических органов управления.

В случае выхода на ограничение любого сигнала в цепи контура устойчивости происходит размыкание контура, и накопившаяся ошибка за время размыкания приводит к скачку в командах управления и резким маневрам ОК при обратном замыкании контура.

В случае статически неустойчивого ОК на данном режиме в результате размыкания за время прохождения трансзвуковой области появляются ошибки, соизмеримые с возможностями их устранения, что может стать причиной изменения программы полета.

В результате анализа всех ограничений системы управления и возможностей конфигурации в продольном канале на время прохождения трансзвуковой области был выбран режим управления по перегрузке с ограничением $\Delta \ddot{n}_y^{\text{зад}} \leq 0,2$ и ограничением ее скорости $\Delta \dot{n}_y^{\text{зад}} \leq 0,05$ [1/с].

В этом случае контур не размыкается и обеспечивает приемлемые значения параметров движения. Отклонения от расчетной траектории

за время прохождения трансзвуковой области не вызывают больших сложностей при их парировании после выхода из этой зоны.

6.4. Результаты исследований СУУ на соответствие требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости

Исследования качества сформированной структуры СУУ с реализацией ее алгоритмов на БЦВМ проводились на этапах:

- математического моделирования пространственной задачи спуска с 20 км до останова на ВПП в автоматическом режиме в составе СУДН на стенде МОКБ «Марс»;
- полунатурного моделирования на стенде ПРСО:
 - в автоматическом режиме: спуск с 20 км до посадки и останова на ВПП;
 - в ручном режиме (с летчиками) с 4-х км: этап захода на посадку;
- летных испытаний:
 - на летающей лаборатории: этап захода на посадку до останова на ВПП в ручном и до касания ВПП в автоматическом режимах;
 - на БТС-002: этап захода на посадку до останова на ВПП в ручном и автоматическом режимах.

Результаты, полученные при исследованиях, подтвердили выполнение требований к характеристикам СУУ в ручном и автоматическом режимах.

7. ТЕХНОЛОГИЯ ОТРАБОТКИ И СЕРТИФИКАЦИИ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ

На всех этапах процесса разработки программного обеспечения (ПО) от исходных данных до эксплуатационной документации могут быть допущены ошибки, которые из-за многовариантности задач остаются не выявленными полностью при проверках ПО.

Проявление ошибок ПО в процессе эксплуатации является одной из причин возникновения отказов системы, которые могут вызвать особую ситуацию той или иной степени опасности.

Безошибочность ПО на современном этапе не может быть оценена количественно.

Поэтому общепринятым в настоящее время является подход, направленный на достижение достаточной степени безошибочности при выполнении рекомендуемых процедур разработки, проверки и документирования ПО, объем которых устанавливается в зависимости от влияния проявления ошибок ПО на исход полета (т.е. от степени опасности особой ситуации, вызываемой проявлением ошибки ПО).

7.1. Категории критичности функций и уровни программного обеспечения

Степень опасности особой ситуации, вызываемой проявлением ошибки ПО, может быть различной в зависимости от функции, реализуемой ПО и утрачиваемой вследствие проявления ошибки ПО. Для характеристики указанной степени опасности вводится следующая градация функций, реализуемых ПО:

а) критическая функция – функция, утрата или искажение которой создает угрозу безопасности полета (пилотируемый вариант ОК «Буран») или потери объекта (беспилотный вариант);

б) существенная функция – функция, утрата или искажение которой может снизить тактико-технические характеристики объекта или способность экипажа справиться с неблагоприятными условиями работы;

в) незначительная функция – функция, утрата или искажение которой либо не приводит к особой ситуации, либо может привести к ситуации типа усложнения условий полета.

Примеры соответствующих функций:

а) функции системы воздушных сигналов на сверхзвуковых режимах полета;

б) функции формирования и обработки визуальной информации радиомаячной системы (для пилотируемого ОК);

в) функции формирования телеметрической информации.

В соответствии с наиболее критичной функцией, выполняемой системой, устанавливаются категория критичности системы и уровень ПО этой системы:

Категория критичности системы	Требуемый уровень ПО
критическая	уровень 1
значительная	уровень 2
незначительная	уровень 3

Категория критичности и уровень ПО устанавливаются разработчиком системы. Уровень ПО определяет объем проверок ПО.

7.2. Объем проверок программного обеспечения системы управления движением и навигации на посадке

Для программного обеспечения системы управления движением и навигации на посадке (ПО СУДН(П)) принята категория критическая, уровень ПО-1 и следующий объем проверок:

1. Проверка соответствия ПО техническому заданию на систему управления. Проверка выполняется экспертно. На этапе составления программы испытаний ПО должны быть указаны для каждого режима испытаний номера пунктов ТЗ, проверяемых в данном режиме. Должен быть обеспечен полный охват всех требований ТЗ.

2. Инженерный анализ частных алгоритмов и подсистем ПО СУДН(П). Инженерный анализ частных алгоритмов включал в себя:

- минимаксный анализ выходных параметров алгоритмов. Оцениваются крайние значения выходных параметров при значениях входных параметров на границе диапазона их возможных значений в реальном полете и за границами диапазона, но физически возможных;
- рассмотрение возможности возникновения запрещенных операций типа «деление на ноль», «извлечение квадратного корня из отрицательного числа», «нахождение $\operatorname{tg} 90^\circ$ » и т.п.;
- рассмотрение работы алгоритма при отказах входных параметров, в т.ч. контролируемых, когда при отказе производятся какие-либо преобразования в алгоритме;
- рассмотрение работы алгоритма при неполном обновлении входных данных, что может создать непредвиденные условия для работы алгоритма. Необновление может явиться следствием, например, непросчета смежного алгоритма из-за нехватки времени;
- рассмотрение работы логических алгоритмов для всех возможных сочетаний логических переменных;
- рассмотрение работы алгоритмов при нерегламентированных воздействиях экипажа на органы управления (кнопки, ручки, тумблеры и т.д.).

По результатам инженерного анализа оформляется отчет с указаниями о необходимых доработках алгоритмов и программ.

3. Тестирование программного обеспечения.

Под тестированием ПО понимается проверка работы ПО по подготовленным заранее контрольным задачам (тестам) на соответствие результатов решения тестируемого ПО известным ответам.

Применяются следующие виды тестирования:

- тестирование программных модулей по контрольным примерам;
- тестирование блоков программных данных (БПД) подсистем СУДН(П) в разомкнутом контуре в составе частных диспетчеров подсистем;

- визуальная верификация программных модулей независимыми программистами.

Тестирование программных модулей и тестирование БПД осуществлялось по контрольным примерам для модулей и БПД. Для тестирования модулей и БПД применялись комплексы специального ПО, разработанного для этих целей, под названием «Угра» и «Stoik». Тесты для испытаний ПО разрабатывались с использованием фортран-прототипов бортовых программ.

Например, для тестирования программных модулей системы траекторного управления (СТУ), являющейся частью ПО СУДН(П), было подготовлено 455 тестов и 17 тестов для тестирования БПД системы траекторного управления.

При составлении тестов ставилась задача – пройти по каждому из возможных логических путей и выполнить все арифметические действия, предусмотренные алгоритмом. При тестировании БПД была задача охватить все взаимодействия между модулями. Однако принятое количество тестов оказалось недостаточным. При визуальной верификации ПО СУДН(П) независимыми программистами Института прикладной математики имени М.В. Келдыша было выявлено еще 29 программных ошибок в БПД СТУ. Все результаты тестирования программных модулей и БПД оформлялись протоколами с указаниями о необходимых доработках ПО и алгоритмов.

4. Проверка совместной работы ПО и аппаратуры.

ПО СУДН(П) подвергалось следующим видам проверки (испытаний):

- комплексным испытаниям ПО СУДН(П) на стенде КС (комплексный стенд) головного разработчика СУ (НПО АП);
- испытаниям ПО СУДН(П) в замкнутом контуре на моделирующем стенде «Аксон» разработчика ПО СУДН(П) (МОКБ «Марс») с реальной БЦВМ;
- испытаниям ПО СУДН(П) в составе ПО СУ на моделирующем стенде АЦК разработчика СУ (НПО АП);

- испытаниям ПО СУДН(П) на моделирующем стенде разработчика ОК «Буран» с реальными приводами (НПО «Молния»);
- летным испытаниям в составе СУ на летающих лабораториях ТУ-154 и на БТС-002 – аналоге ОК «Буран».

Весьма важным этапом проверок ПО СУДН(П) были испытания на комплексном стенде (КС) и особенно испытания ПО СУДН(П) в замкнутом контуре на различных моделирующих стендах.

Целью испытаний ПО СУДН(П) на моделирующем стенде разработчика ПО СУДН(П) были:

- проверка совместной работы БПД системы комплексной обработки информации, системы траекторного управления и системы обеспечения устойчивости и управляемости в составе ПО СУДН(П) в динамическом режиме при моделировании замкнутого контура управления;
- проверка правильности работы ПО СУДН(П) и выполнения им задач управления и навигации в интервале высот полета от 20 км до 0 (момент касания) при номинальных характеристиках объекта и их разбросах в пределах технологических допусков;
- проверка правильности работы ПО СУДН(П) и выполнения им задач управления и навигации в условиях действия возмущений;
- оценка работоспособности ПО СУДН(П) и выполнения им задач в условиях возникновения отказных ситуаций;
- оценка времени счета БПД в цикле БЦВМ с выводами о соответствии выделенным ресурсам;
- получение протокола-заключения о готовности ПО СУДН(П) к испытаниям на моделирующем стенде головного разработчика системы управления и на моделирующем стенде разработчика ОК «Буран» с реальными приводами.

Испытания на моделирующем стенде разработчика ПО СУДН(П) проводились по траекториям посадки с высоты $H=20$ км до касания ВПП с последующим пробегом.

Было выбрано 8 контрольных траекторий, отличающихся различными начальными условиями, для работы ПО СУДН(П) на высоте 20 км (дальности до ВПП, углов курса относительно направления посадки, значений скорости в соответствии с их возможными величинами в разных комбинациях по результатам управления на высотах более 20 км).

7.3. Средство испытаний, основная техническая документация, порядок испытаний

Техническим средством испытаний ПО СУДН(П) являлся стенд полунатурного моделирования разработчика ПО СУДН(П), получивший название «Аксон», описание которого приведено в разделе 8.5. Проведение испытаний предполагало следующий порядок работ:

1. Проверка работоспособности стенда «Аксон» и выпуск «Акта о готовности АКСОН к проведению испытаний».
2. Выпуск «Программы и методики проведения испытаний ПО СУДН(П) на стенде АКСОН».
3. Предъявление технической документации (см. комментарий) к началу испытаний.
4. Проведение испытаний в соответствии с программой и методикой.
5. Выпуск «Протокола-заключения по испытаниям ПО СУДН(П) на стенде АКСОН».

Комментарий к п. 3.

Состав основной предъявляемой технической документации:

- ТЗ на ПО СУДН(П).
- Протоколы тестирования программных модулей и БПД.
- Протоколы информационного взаимодействия между БПД.
- Протокол программного взаимодействия ПО СУДН(П).
- Документация на стенд «Аксон».
- Акт готовности стенда «Аксон».

- Программа и методика испытаний ПО СУДН(П) на стенде «Аксон».

7.4. Заключение о готовности системы управления движением и навигации на участке посадки к проведению летных конструкторских испытаний ОК «Буран»

По результатам всех выполненных работ устанавливалось соответствие ПО требованиям нормативной документации, а именно ТЗ на разработку системы управления в части требований, выполняемых посредством ПО.

Установление соответствия требованиям – есть цель процедуры сертификации до установки ПО на объект.

Свидетельством положительного результата сертификации является выдача заключения о пригодности ПО к проведению летных конструкторских испытаний в составе ОК «Буран».

Заключение выдавалось на основании следующих отчетных документов по испытаниям ПО СУДН(П):

1. Протокол-заключение о готовности ПО СУДН(П) к проведению испытаний на стендах головных организаций-разработчиков СУ и ОК «Буран». Выдавался разработчиком ПО СУДН(П) по результатам испытаний на стенде «Аксон».
2. Протокол испытаний ПО СУДН(П) на стенде с реальными приводами. Выдавался разработчиком ОК «Буран».
3. Протокол испытаний ПО СУ на моделирующем стенде головного разработчика СУ. Выдается головным разработчиком СУ.
4. Протокол испытаний на комплексном стенде СУ с реальной аппаратурой СУ. Выдавался головным разработчиком СУ.
5. Отчет по летным испытаниям аналога ОК «Буран». Выдавался головным разработчиком ОК «Буран».

8. СРЕДСТВА ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНО- АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОК «БУРАН»

Разработка программно-алгоритмического обеспечения системы управления движением ОК «Буран» на посадке при движении с высоты $H=20$ км до останова на ВПП в широком диапазоне аэродинамических характеристик объекта, атмосферных возмущений и ошибок информационных систем потребовала создания в МОКБ «Марс» комплексов динамической отработки алгоритмов и бортового программного обеспечения (БПО) в замкнутом контуре с высокой степенью детализации и достоверности.

Таковыми являлись:

- СММ – стенд математического моделирования;
- ПК «Статистика» – программный комплекс статистических испытаний;
- ЦКО «Аксон» – цифровой комплекс полунатурного моделирования.

Динамические испытания ПО СУДН(П) в замкнутом контуре являлись заключительным этапом отработки перед поставкой его на стенды смежных предприятий и на ОК «Буран».

8.1. Стенд математического моделирования

Разработка алгоритмов траекторного управления, алгоритмов стабилизации, навигационных алгоритмов проводилась разработчиками автономно на своих моделях движения ОК (либо на модели движения центра масс, либо на модели движения вокруг центра масс в «замороженной» точке).

Для совместной отработки взаимодействия алгоритмов ПО СУДН(П) и их динамических испытаний в замкнутом контуре в МОКБ «Марс» был создан стенд математического моделирования (СММ) движения ОК «Буран» на участке посадки с высоты $H=20$ км до останова на ВПП.

СММ предназначался для:

- обработки информационных и алгоритмических связей системы управления;
- обработки системы управления при детерминированных испытаниях со специально подобранными сочетаниями максимальных возмущений.

СММ реализовывал:

- моделирование движения центра масс с учетом движения вокруг центра масс;
- моделирование движения на временах, значительно меньших реального времени;
- накопление и документирование результатов моделирования.

Реализация указанных функций СММ осуществлялась специальным программным обеспечением (СПО) и имитационным программным обеспечением (ИПО).

СММ был расположен в универсальной ЭВМ ЕС-1061. В состав программного обеспечения СММ входили:

- СПО – специальное программное обеспечение, организующее процесс моделирования, накопление и документирование результатов моделирования;
- ИПО – имитационное программное обеспечение, осуществляющее моделирование движения ОК «Буран» и подыгрыш информации для ПО СУДН(П) с математических моделей информационных систем и ввод ее данных в модели исполнительных систем;
- ПБПО – прототипы БПО ПО СУДН(П), воспроизводящие алгоритмы управления и навигации в плавающей арифметике.

Управление работой СММ осуществлял диспетчер СПО (подпрограмма VIS). В начале работы диспетчера осуществлялось чтение:

- файла начальных условий режима испытаний TRTAR (рис. 8.1);

ФАЙЛ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ TRTAR (RG=17) 19.10.1986г.

5	NZL	[б/р]	номер месяца года
1	LWZ	[б/р]	пр. вращения Земли
1	LBET	[б/р]	пр. ветра
0	KPR	[б/р]	пр. порыва
0	LTyr	[б/р]	пр. турбулентности
0	SS	[б/р]	пр. выпуска шасси
520.0	Vp	[м/с]	путевая скорость
8.0	Alfa	[гр]	угол атаки
0.0	Beta	[гр]	угол скольжения
-10.0	PSI	[гр]	угол курса
-8.0	TETA	[гр]	угол наклона траектории
0.0	GAMA	[гр]	угол крена
-60000.0	RP(1)	[м]	положение в Посадочной СК
19500.0	RP(2)	[м]	----- / -----
-24000.0	RP(3)	[м]	----- / -----
-90.0	A	[гр]	курс ВПП
50.0	FI	[гр]	широта ВПП
60.0	LAM	[гр]	долгота ВПП
200.0	Haer	[м]	высота ВПП
82000.0	G	[кг]	вес изделия
0.65	RC(1)	[б/р]	центровка изделия
-0.03	RC(2)	[б/р]	----- / -----
0.0	RC(3)	[б/р]	----- / -----
109000.0	Jxx	[кг*м2]	моменты инерции изделия
690000.0	Jyy	[кг*м2]	----- / -----
730000.0	Jzz	[кг*м2]	----- / -----
-24000.0	Jxy	[кг*м2]	----- / -----
-4.0	delta1	[гр]	отклонения элеронов
-4.0	delta2	[гр]	----- / -----
-4.0	delta3	[гр]	----- / -----
-4.0	delta4	[гр]	----- / -----
0.0	delta5	[гр]	отклонение руля направления
60.0	delta6	[гр]	отклонение воздушного тормоза
18.0	delta7	[гр]	отклонение бортового щитка
2.72020531	U1	[б/р]	затравки датчика
1.04512215	U2	[б/р]	случайных чисел

КОНЕЦ ФАЙЛА

Рис. 8.1. Начальные условия режима полета

– файла исходных данных ИПО, содержащего параметры управления регистрацией.

Затем диспетчер выставлял признак подготовки $IP=1$ и обращался к программному модулю (ПМ) «Динамика», где производилась подготовка к моделированию, включающая расчет начальных данных, загрузку числового материала аэродинамических характеристик и характеристик атмосферы, расчет инерционно-массовых и центровочных характеристик изделия. Далее диспетчер СПО переводил СММ в режим циклической работы, чередуя признаки:

$IP=2$ – расчета правых частей дифференциальных уравнений движения;

$IP=3$ – интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений,

вызывая ПМ «Динамика», ПМ «ММВВ», ПМ «Привода». Диспетчер СПО после чередования $IP=2$, $IP=3$ наращивал такты моделирования СММ:

$$N_{tm}=N_{tm+1},$$

сдвигая время счета моделирования на такт БЦВМ $h_{БЦВМ}=0,032768$ с:

$$T_{\text{мод}}=T_{\text{мод}}+h_{БЦВМ}.$$

Диспетчер СПО осуществлял также обмен между ИПО и прототипами БПО. Синхронизирующим параметром между ИПО и ПБПО является N_{tm} – номер такта моделирования. Обмен осуществлялся через общую область памяти (OUTCON) из ИПО в ПБПО и общую область памяти (IN) из ПБПО в ИПО.

Диспетчер СПО осуществлял вызов подпрограммы НАСОВ накопления параметров движения объекта для регистрации с ПМ «Динамика» и формировал массив, который по окончании моделирования подпрограммой PROB через АЦПУ выводил параметры режима полета в виде таблиц.

8.2. Имитационное программное обеспечение

Воспроизведение пространственного движения ОК с высоты $H=20$ км до останова на ВПП при испытаниях ПО СУДН(П) в замкнутом контуре осуществляло специально разработанное имитационное программное обеспечение (ИПО).

Функциональная схема ИПО и взаимодействие ее элементов приведена на рис. 8.2.

ИПО состоит из трех программных модулей:

- ПМ «Динамика», осуществляющий имитацию движения изделия с учетом движения вокруг центра масс, несферичности и вращения Земли;
- ПМ «ММВВ» – математическая модель внешних воздействий, которая на основе данных из ПМ «Динамика» определяет идеальные значения данных информационных систем изделия с учетом зон их действия, канальности и возможных отказов;
- ПМ «Привода», содержащий семь нелинейных моделей приводов аэродинамических поверхностей управления изделием, выполненных с учетом действия шарнирных моментов и отказа гидросистем.

ИПО разрабатывалось по модульному принципу открытой архитектуры с возможностью его наращивания и совершенствования в дальнейшем.

Более подробное описание ИПО приведено ниже.

Программный модуль «Динамика»

Программный модуль «Динамика» являлся частью ИПО СММ, осуществляющего имитацию движения изделия. ПМ «Динамика» позволял рассчитывать вектор состояния изделия на всех участках посадки с учетом движения вокруг центра масс, вращения и несферичности Земли.

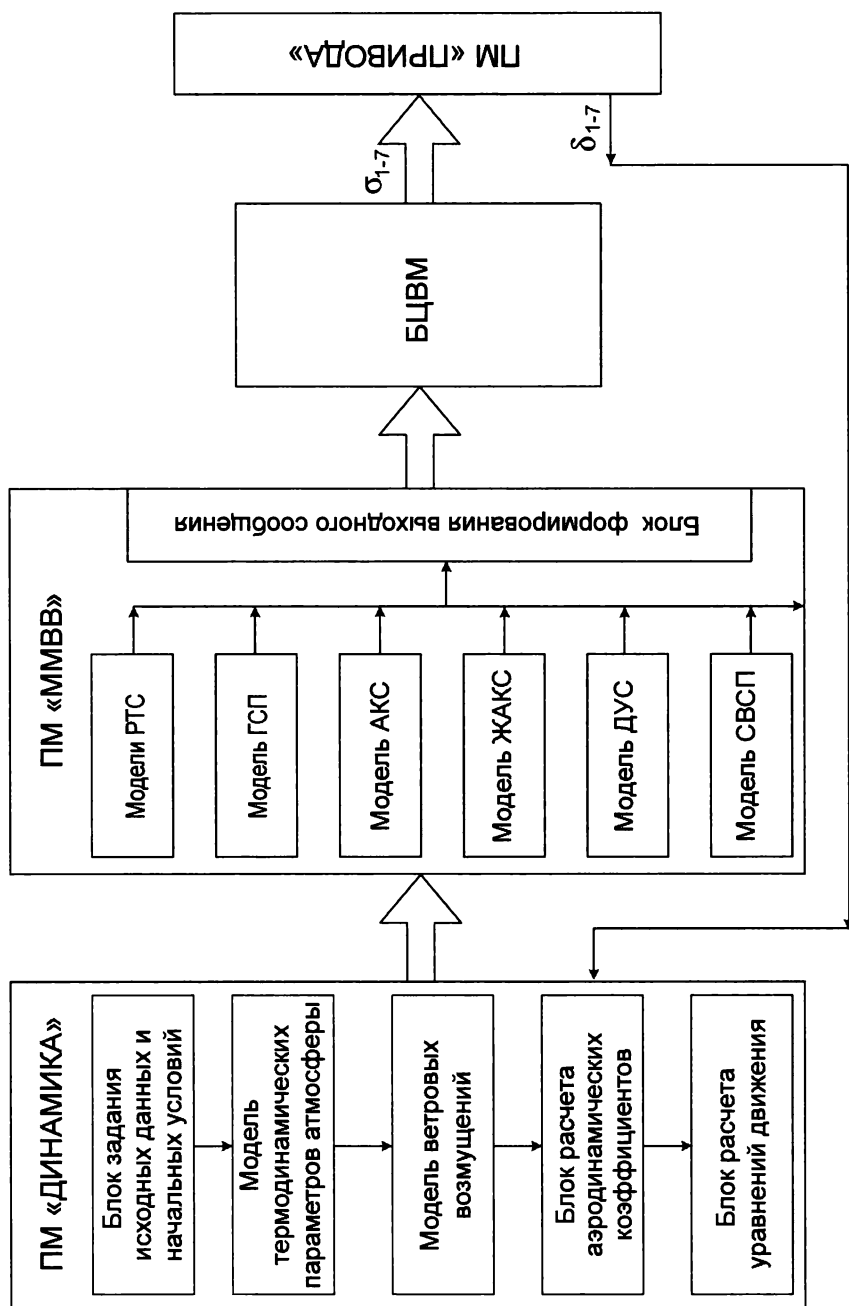


Рис. 8.2. Функциональная схема имитационного ПО стенда СММ

Управление элементами ПМ «Динамика» осуществлял диспетчер объекта (подпрограмма ОВЖК) по признаку режима работы $IP=1, 2, 3$, задаваемому диспетчером СММ (подпрограммой ВИС).

В начале шел режим подготовки, в котором по признаку $IP=1$ подпрограмма ОВЖК вызывала подпрограммы (п/п):

п/п НУ расчета ряда начальных условий, векторов, матриц и главное – вектора положения $R_H(3)$ и скорости ОК $V_H(3)$ в ИСК;

п/п АТМ расчета параметров атмосферы Земли;

п/п ВЕТ расчета ветровых возмущений;

п/п АЕР расчета аэродинамических характеристик изделия;

п/п ИМХ расчета инерционно-массовых и центровочных характеристик (МИХ) изделия.

Ввиду принятого решения о бездвигательном варианте посадки ОК «Буран», массово-инерционные и центровочные характеристики изделия оставались постоянными при движении с высоты $H=20$ км до останова на ВПП. Поэтому расчет МИХ осуществлялся п/п ИМХ в режиме подготовки в функции заданного в начальных условиях веса (G) изделия.

На этом завершался режим подготовки к моделированию.

Далее был реализован циклический режим работы СММ чередованием признаков $IP=2, IP=3$.

В режиме $IP=2$ (вычисления правых частей дифференциальных уравнений) п/п ОВЖК вызывала подпрограммы:

п/п PRV расчета ряда текущих векторов и матриц – высоты над эллипсоидом Земли, географических широты и долготы;

п/п АТМ расчета параметров атмосферы;

п/п ВЕТ расчета ветровых возмущений;

п/п ВСР расчета воздушно-скоростных параметров;

п/п АЕР расчета аэродинамических характеристик;

п/п PROBEG расчета сил и моментов на участке пробега ОК по ВПП;

п/п УД расчета гравитационного ускорения $g_{\text{и}}^3(3)$, суммы всех сил и моментов, действующих на ОК, вектора положения $R_{\text{и}}(3)$ и скорости $V_{\text{и}}(3)$, углового положения $S_{1\text{и}}(3,3)$ и угловой скорости $\omega(3)$ ОК;

п/п ВВ формирования выходных параметров обмена с ПМ «ММВВ».

В режиме $\text{IP}=3$ интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений объекта п/п ОБЖК вызывала п/п УД для интегрирования движения центра масс и углового движения ОК.

Основным шагом счета программного модуля «Динамика» являлся $h_{\text{БЦВМ}}=0,032768$ с. С этим же шагом считались силовые уравнения ($h_{\text{сил}}=h_{\text{БЦВМ}}$) и моментные уравнения ($h_{\text{мом}}=h_{\text{БЦВМ}}$).

Подробнее описание подпрограмм и уравнений ПМ «Динамика» дано ниже.

Подпрограмма быстрого счета аэродинамических характеристик (п/п АЕР)

Подпрограмма АЕР производила расчет аэродинамических сил и моментов, действующих на ОК «Буран» на участке посадки, по исходным данным НПО «Молния». П/п АЕР, разработанная НПО «Молния», реализовывала алгоритм быстрого счета аэродинамических характеристик.

Она работала в двух режимах:

- «Подготовка» ($\text{IP}=1$);
- «Работа» ($\text{IP}=2$).

Режим «Подготовка» работал один раз и выполнял:

- считывание данных;
- подготовку служебных массивов.

Режим «Работа» был реализован в текущем счете и включал:

- подготовку аргументов к интерполяции;
- поиск интервала интерполяции и подготовку коэффициентов;
- выполнение интерполяции;
- суммирование составляющих аэродинамических коэффициен-

тов сил и моментов.

Подпрограмма расчета параметров атмосферы Земли (п/п АТМ)

П/п АТМ производила расчет следующих параметров атмосферы: T_0 [K°] – температуры, $P_{ст}$ [Па] – статического давления, ρ [кг/м³] – плотности, $a_{зв}$ [м/с] – скорости звука по ГОСТ 4401-81 с учетом их возможных отклонений.

В режиме подготовки (IP=1) осуществлялось считывание числового материала и подготовка служебных массивов параметров атмосферы.

В режиме работы (IP=2) вызывались: п/п СТАМ расчета стандартной атмосферы по ГОСТ 4401-81, массив отклонений параметров атмосферы, подпрограммы линейной интерполяции, по которым и производился расчет текущих параметров атмосферы Земли.

П/п АТМ была выполнена на основе материалов по атмосфере Земли на территории СССР с учетом ее сезонно-высотно-широтных вариаций, предоставленных ЦНИИмаш.

Подпрограмма формирования ветровых возмущений (п/п ВЕТ)

П/п ВЕТ производила расчет компонент ветровых возмущений и работала также в режиме подготовки (IP=1) и в режиме работы (IP=2). П/п ВЕТ производила расчет:

- горизонтального струйного ветра в функции сезона и высоты;
- одиночных порывов ветра трапецеидальной формы;
- турбулентного ветра заданной спектральной плотности.

Задание ветровых возмущений производилось файлом начальных условий TRTAR:

LBET=0 – ветра нет,

LBET=1 – горизонтальный ветер,

LBET=2 – порыв,

LBET=3 – горизонтальный ветер и порыв,

LTUR=1 – турбулентность.

В конце п/п ВЕТ компоненты ветра из различных систем координат, заданных исходными данными, пересчитывались в инерциальную систему координат для дальнейшего использования в расчете воздушных параметров ОК через треугольник скоростей:

$$V_{ви}(3) = V_{и}^{пут}(3) - W_{и}(3),$$

где $V_{и}^{пут}(3)$ – путевая скорость в ИСК;

$W_{и}(3)$ – скорость ветра в ИСК;

$V_{ви}(3)$ – воздушная скорость в ИСК,

так как основной в объекте является скорость в ИСК.

Подпрограмма ВЕТ была выполнена на основе материалов по ветровым возмущениям, действующим на территории СССР, предоставленных ЦНИИмаш.

Подпрограмма расчета сил и моментов, действующих на ОК на участке пробега по ВПП (п/п PROBEG)

Подпрограмма PROBEG производила расчет сил и моментов, действующих на заключительном этапе посадки – пробеге ОК по ВПП.

Была принята упрощенная математическая модель пробега, разработанная НПО «Молния» и ЦАГИ, позволяющая, сохранив, в основном, динамические свойства ОК на пробеге, значительно сократить время счета.

Модель пробега учитывала:

- действие двух основных стоек шасси;
- действие тормозного парашюта;
- действие пневматиков шасси;
- действие носовой стойки шасси с учетом работы антиюзového автомата;
- управление носовой стойкой.

Рассчитанные на заключительном этапе движения ОК силы и моменты поступали в п/п YD, где суммировались все действующие силы и моменты и рассчитывались параметры движения.

Программный модуль математических моделей входных воздействий

Программный модуль математических моделей входных воздействий (ММВВ) был частью ИПО СММ и предназначался для моделирования информационных систем ОК с учетом их кратности резервирования, зон действия и имитации отказов аппаратуры.

Он был разработан НПО «Молния» для полноразмерного стенда оборудования (ПРСО) этого предприятия и передан для использования на стендах отработки МОКБ «Марс» и НПО АП.

Программный модуль «ММВВ» в составе ИПО:

- вычислял идеальные значения параметров информационных систем ОК (дальности, азимуты и углы места относительно радиомаяков, высоты, углы прокачки ГСП, угловые скорости);
- имитировал нахождение ОК в зонах действия информационных систем;
- осуществлял масштабирование измеренных параметров и упаковку их в слова, несущие также служебную информацию;
- имитировал отказы аппаратуры.

Программный модуль «ММВВ» осуществлял формирование идеальных выходных значений информационных систем по значениям параметров движения ОК, полученных из ПМ «Динамика» через общую область памяти (OUT3).

В дальнейшем ПМ «ММВВ» был доработан в МОКБ «Марс» с учетом погрешностей информационных систем для использования в составе стенда «Статистика», предназначенного для проведения статистических испытаний СУ ОК «Буран» на этапе посадки.

Работу ПМ «ММВВ» организовывал диспетчер п/п DMMVV, который последовательно вызывал подпрограммы моделей информационных систем изделия:

п/п MRDS – модель радиодальномерной системы;

п/п MRVB – модель радиовысотомера больших высот;

п/п MRMS – модель радиомаячной посадочной системы;
п/п MRVM – модель радиовысотомера малых высот;
п/п MSVSP – модель системы воздушно-скоростных параметров;
п/п MGSP – модель гиростабилизированной платформы;
п/п MAKS – модель акселерометров;
п/п MGAKS – модель жестко установленных акселерометров;
п/п MDUS – модель датчиков угловых скоростей.

В конце цикла работы п/п DMMVV вызывала п/п OUTMVV – блок формирования выходного сообщения «ММВВ».

Ниже дается краткое описание моделей информационных систем.

Модель радиодальномерной системы

П/п MRDS моделировала радиодальномерную систему (РДС), рассчитывала дальности до ретрансляторов навигационного дальномера (РНД) и формирование выходных слов РДС. В подпрограмме формировались 27 дальностей до трех РНД из восьми установленных в районе посадки. Вычисление дальностей производилось по текущим координатам ОК – $X_{\text{пос}}$, $Y_{\text{пос}}$, $Z_{\text{пос}}$ в посадочной СК и координатам трех выбранных РНД в этой же системе координат. Координаты маяков были приняты для «основного» аэродрома посадки. Номера РНД выбирались БЦВМ и поступали на вход модели РДС. В модели РДС также производилась проверка нахождения ОК в зоне действия бортовой антенно-фидерной системы, обеспечивающей обзор в горизонтальной и вертикальной плоскостях по направлению полета. При нахождении ОК в зоне действия РНД выдавались расчетные дальности с признаком «данные готовы». При нахождении ОК вне зоны действия РНД выдавались нулевые дальности с признаком «данные не готовы». Подпрограммой также проводился анализ признаков отказов 4-х бортовых приемников радиодальномерной системы. При наличии отказа обнулялись соответствующие дальности и выставлялся признак «данные не готовы».

Модель радиовысотомера больших высот

П/п MRVB моделировала радиовысотомер больших высот (РВБ) и формировала шесть идеальных значений высот от двух антенн РВБ по трем каналам передачи данных в БЦВМ. Значения высот определялись по значению абсолютной высоты $H_{абс}$ и высоты аэродрома посадки $H_{аэр}$, поступавших из ПМ «Динамика».

В модели осуществлялась проверка по высоте нахождения ОК в зоне действия РВБ. В случае нахождения ОК вне зоны действия РВБ высоты выдавались нулевыми с признаком «данные не готовы».

Проводился также анализ отказов двух приемников РВБ по признакам исправности. При наличии отказа обнулялись соответствующие высоты и выставлялся признак «данные не готовы».

Модель радиомаячной посадочной системы

Подпрограмма MRMS моделировала работу радиомаячной посадочной системы (РМС) и формировала информацию по углу места E_T относительно глассадного радиомаяка (ГРМ) и азимуту положения ОК A_K относительно курсового радиомаяка (КРМ). Модель РМС формировала три идеальных значения E_T и A_K для трех комплектов приемной аппаратуры. Вычисление идеальных значений угла места ГРМ и азимута КРМ осуществлялось по координатам ОК – $X_{пос}$, $Y_{пос}$, $Z_{пос}$ в посадочной СК и координатам ГРМ, КРМ в этой же системе координат. Координаты маяков были приняты для «основного» аэродрома посадки.

В модели РМС осуществлялась проверка условий нахождения ОК в зоне действия ГРМ и КРМ по дальности, углу места, азимуту, тангажу и курсу. При этом учитывались ширина диаграмм направленности бортовых антенн и антенн наземных маяков в вертикальной и горизонтальной плоскостях. При выходе изделия из зон взаимодействия с посадочными маяками информация по углу места и азимуту обнулялась и выставлялся признак «данные не готовы». В п/п MRMS проводился также анализ отказов трех комплектов бортовой аппаратуры РМС по углу места и азимуту. В случае снятия признака «готовности» значения E_T и A_K обнулялись и выдавался признак «данные не готовы».

Модель радиовысотомера малых высот

Подпрограмма MRVM моделировала работу радиовысотомера малых высот (РВМ) и выдавала идеальную информацию о высоте полета ОК $H_{\text{РВМ}}$ на малых высотах по параметрам объекта, поступающим с ПМ «Динамика»:

$$H_{\text{РВМ}} = H_{\text{абс}} - H_{\text{аэр}} + L_1 \cdot \sin \nu + L_2 \cdot \cos \nu,$$

где L_1, L_2 – координаты установки антенн РВМ на борту ОК.

В модели РВМ проводилась проверка зоны его действия. При нахождении вне зоны действия РВМ выходная высота $H_{\text{РВМ}}$ обнулялась и выставлялся признак «данные не готовы». Проверялась также исправность трех комплектов бортовой аппаратуры.

Модель системы воздушно-скоростных параметров

Для имитации входной информации для алгоритмов и бортовых программ МПКБ «Восход», предназначенных для определения воздушно-скоростных параметров ОК, в состав ИПО была включена модель, имитирующая работу ПВД-28 (приемника воздушных давлений), установленного на ОК. Модель ПВД-28 в виде п/п MSVSP была выполнена МПКБ «Восход». Подпрограмма MSVSP вызывала п/п ANTIC – подпрограмму пересчета параметров движения из ПМ «Динамика» в параметры местного воздушного потока в районе установки ПВД-28.

Входной информацией для п/п ANTIC являлись: $H_{\text{абс}}$ [м] – высота; M – число Маха; α [град] – угол атаки; q [кг/м²] – скоростной напор.

Через аналитические зависимости п/п ANTIC пересчитывала эти входные данные в параметры местного воздушного потока, измеряемые приемниками воздушных давлений:

$P_{\text{п}}$ [мм рт.ст.] – полное давление;

$P_{\text{ст}}$ [мм рт.ст.] – статическое давление;

$P_{\text{ан}}$ [мм рт.ст.] – нижнее давление;

$P_{\text{ав}}$ [мм рт.ст.] – верхнее давление.

П/п MSVSP рассчитывала давления местного воздушного потока и упаковывала их в 12 слов (4 типа давления по 3 трактам передачи данных).

Модель датчиков гиросtabilизированной платформы

Подпрограмма MGSP моделировала сигналы датчиков гиросtabilизированной платформы (ГСП). В п/п MGSP на основании матрицы перехода от инерциальной СК к связанной СК, поступающей из ПМ «Динамика», рассчитывались идеальные значения углов прокачки четырехрамочной ГСП – $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$, при этом принималось $\varphi_4=0.0$, а значение угла φ_3 ограничивалось величиной 86° . На выход упаковывались и выдавались 12 слов ГСП по трем предусмотренным трактам передачи информации.

Модели акселерометров, жестких акселерометров, датчиков угловых скоростей

Модель акселерометров (АКС) ГСП имитировалась п/п МАКС, которая рассчитывала идеальные значения приращений кажущейся скорости по осям чувствительности ГСП – $\Delta W_{x\text{гсп}}, \Delta W_{y\text{гсп}}, \Delta W_{z\text{гсп}}$, производила упаковку и выдачу девяти слов по трем трактам передачи информации.

Модель жестких акселерометров (ЖАКС), установленных в средней и хвостовой части ОК, имитировалась п/п MGAKS. Она рассчитывала идеальные значения приращений кажущейся скорости в средней части фюзеляжа и приращений кажущейся скорости в хвостовой части фюзеляжа. На выходе модели эти значения ограничиваются и пропускаются через тракт запаздывания. В конце п/п MGAKS ускорения упаковывались в 18 слов трех трактов выдачи информации.

Модель датчиков угловых скоростей (ДУС) была реализована п/п MDUS, где определялись идеальные значения $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ угловых скоростей ОК. В п/п MDUS они ограничиваются и упаковываются в 9 слов трех трактов выдачи информации.

Формирование выходных данных в моделях АКС, ЖАКС, ДУС производилось по идеальным параметрам движения объекта, полученным из ПМ «Динамика».

Формирование массивов слов выходного сообщения информационных систем собрано в одном блоке – п/п OUTMVV. Подпрограмма OUTMVV формировала слова, несущие числовую и служебную информацию для передачи их в БЦВМ. Здесь же имитировались отказы аппаратуры по признакам задания отказов.

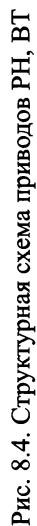
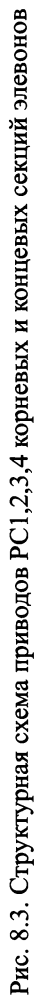
Программный модуль «Привода»

Программный модуль «Привода» включал в себя математические модели 7-ми приводов и был выполнен в виде подпрограммы PRIVOD (SIGMA). Посредством формального параметра SIGMA(7) из БЦВМ передавались σ_{1-7} сигналы управления приводами, имеющие размерность в градусах:

- σ_1 – левого концевой элевона;
- σ_2 – левого корневого элевона;
- σ_3 – правого корневого элевона;
- σ_4 – правого концевой элевона;
- σ_5 – руля направления;
- σ_6 – воздушного тормоза;
- σ_7 – балансировочного щитка.

Подпрограмму PRIVOD диспетчер ПМ «Привода» вызывал каждый такт счета $h_{\text{БЦВМ}}$. Модели семи приводов аэродинамических поверхностей управления ОК «Буран» были реализованы четырьмя подпрограммами:

- п/п RS12 – модели приводов 4 секций элевонов;
- п/п RSPH – модель привода руля направления;
- п/п RSBT – модель привода воздушного тормоза;
- п/п RSBC – модель привода балансировочного щитка.



Для более точного воспроизведения динамики работы приводов счет их моделей проводился с шагом, вдвое меньшим $h_{\text{БЦВМ}}$.

Структурные схемы моделей приводов приведены на рис. 8.3, 8.4, 8.5.

В состав модели приводов входили нелинейная модель золотникового механизма, нелинейная скоростная характеристика силового поршня и выходная нелинейность типа «упор».

В нелинейных моделях приводов было учтено влияние шарнирных моментов $M_{\text{ш1-4}}$, $M_{\text{ш вт}}$, $M_{\text{ш рн}}$, $M_{\text{ш бщ}}$, существенно влияющих на скорость перемещения аэродинамических поверхностей управления ОК. Значения $M_{\text{ш1-4}}$, $M_{\text{ш вт}}$, $M_{\text{ш рн}}$, $M_{\text{ш бщ}}$ определялись в блоке расчета аэродинамики п/п АЕР программного модуля «Динамика» и передавались в ПМ «Привода» через общую область памяти (FE1).

В моделях был произведен также учет отказа гидросистем приводов по признаку IOGS, задаваемому в условиях режима испытаний:

IOGS=0 – безотказная работа ГС;

IOGS=1 – один отказ ГС;

IOGS=2 – два отказа ГС.

По значению IOGS в моделях приводов осуществлялось изменение их параметров.

Полученные в ПМ «Привода» значения углов δ_{1-7} отклонения аэродинамических поверхностей управления ОК «Буран» через общую область памяти (IN) поступали в блок расчета аэродинамических характеристик п/п АЕР ПМ «Динамика».

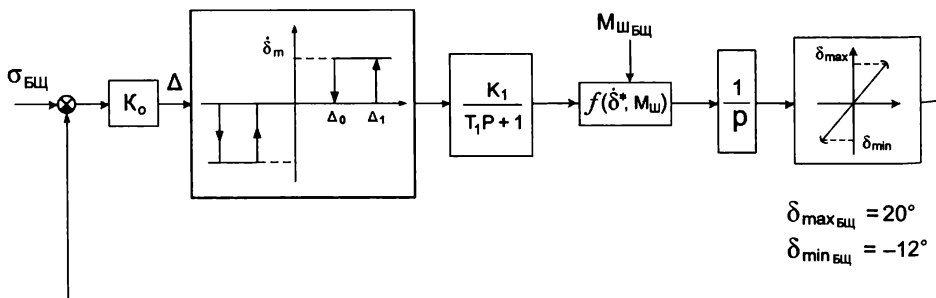


Рис. 8.5. Структурная схема приводов балансировочного щитка

8.3. Уравнения движения объекта

Приведенные в этом разделе уравнения представляют собой универсальное описание движения объекта, пригодное для любого летательного аппарата. Эти уравнения воспроизводят пространственное движение центра масс совместно с пространственным движением вокруг центра масс. В уравнениях производится учет скорости вращения Земли $\Omega_3 = 7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с и ее несферичность. Земля представлена сфероидом Ф.Н. Красовского (большая полуось $R_3 = 6378136$ м, сжатие $\alpha = 1/298,25784$).

Используемые системы координат:

1. Инерциальная (И) – начало координат: точка $O_{\text{И}}$ расположена в центре Земли, ось $O_{\text{И}}X_{\text{И}}$ лежит в плоскости экватора и при времени счета $T=0,0$ проходит через Гринвичский меридиан. Ось $O_{\text{И}}Z_{\text{И}}$ направлена по оси вращения Земли на Северный полюс. Ось $O_{\text{И}}Y_{\text{И}}$ дополняет до правой СК.

2. Земная (О) – связана с Землей, в момент $T=0,0$ совпадает с инерциальной СК и вращается относительно нее со скоростью Ω_3 .

3. Нормальная (g) – начало координат: точка O_g находится в центре масс, ось OX_g касательна к местному горизонту и направлена на север, ось OY_g направлена по нормали к поверхности земного эллипсоида. Ось OZ_g дополняет СК до правой.

4. Земная расчетная (S) – начало координат: точка O_s находится в центре Земли, ось O_sY_s проходит через точку O_s и центр взлетно-посадочной полосы (ВПП). Ось O_sZ_s лежит в плоскости меридиана и перпендикулярна оси O_sY_s . Ось O_sX_s дополняет до правой СК (введена для удобства расчета).

5. Посадочная (П) – начало координат: точка $O_{\text{П}}$ находится в центре ВПП. Ось $O_{\text{П}}Y_{\text{П}}$ нормальна к поверхности Земли. Ось $O_{\text{П}}X_{\text{П}}$ совпадает с осью ВПП, перпендикулярна оси $O_{\text{П}}Y_{\text{П}}$ и ориентирована под углом A к северу, ось $O_{\text{П}}Z_{\text{П}}$ дополняется до правой СК.

6. Связанная (1) – начало O_1 расположено в центре масс ОК, ось O_1X_1 расположена в плоскости симметрии и направлена по направлению полета, ось O_1Y_1 перпендикулярна оси O_1X_1 и направлена вверх. Ось O_1Z_1 дополняет до правой СК.

Расчет начальных условий

Интегрирование уравнений объекта ведется в базовой инерциальной (И) СК, значит, начальные условия, заданные в файле TRTAR, надо пересчитать в инерциальные:

- $R_{и}(3)$ – координаты радиус-вектора положения ОК;
- $V_{и}(3)$ – скорость;
- $S_{1и}(3,3)$ – матрицу положения связанной СК относительно инерциальной СК.

Этот пересчет начальных условий в режиме «Подготовки счета» (IP=1) осуществляла подпрограмма NY. Эта подпрограмма по начальным координатам ОК ($\varphi_{впп}$, $\lambda_{впп}$, $A_{впп}$ – географической широте, долготе, курсу ВПП, $R_{п}(3)$ – координатам в посадочной СК) определяет $R_{и}(3)$, $V_{и}(3)$, $S_{1и}(3,3)$ положения ОК в инерциальной СК в следующей последовательности.

Производится расчет матрицы перехода $S_{по}(3,3)$ от земной (O) к посадочной (П) системе координат:

$$S_{по}(3,3) = \begin{vmatrix} -\cos A \cdot \sin \varphi \cdot \cos \lambda & -\cos A \cdot \sin \varphi \cdot \sin \lambda & \cos A \cdot \cos \varphi \\ +\sin A \cdot \sin \lambda & -\sin A \cdot \cos \lambda & \\ \cos \varphi \cdot \cos \lambda & \cos \varphi \cdot \sin \lambda & \sin \varphi \\ -\sin A \cdot \sin \varphi \cdot \cos \lambda & -\sin A \cdot \sin \varphi \cdot \sin \lambda & \sin A \cdot \cos \varphi \\ -\cos A \cdot \sin \lambda & +\cos A \cdot \cos \lambda & \end{vmatrix}$$

где $A = A_{впп}$, $\lambda = \lambda_{впп}$, $\varphi = \varphi_{впп}$ (географическая широта).

Производится пересчет географической широты φ в геоцентрическую $\varphi_{ГЦ}$:

$$\varphi_{\Gamma\Gamma} = \varphi - e^2/2 \cdot \sin(2\varphi),$$

где $e^2 \sim 2\alpha = 0,0067056$ – квадрат эксцентриситета эллипсоида Земли.

Производится расчет матрицы перехода $S_{so}(3,3)$ от земной (О) к земной расчетной (S) системе координат:

$$S_{so}(3,3) = \begin{vmatrix} -\sin \varphi_{\Gamma\Gamma} \cdot \cos \lambda & -\sin \varphi_{\Gamma\Gamma} \cdot \sin \lambda & \cos \varphi_{\Gamma\Gamma} \\ \cos \varphi_{\Gamma\Gamma} \cdot \cos \lambda & \cos \varphi_{\Gamma\Gamma} \cdot \sin \lambda & \sin \varphi_{\Gamma\Gamma} \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \end{vmatrix}$$

Получение матрицы перехода от земной (S) к посадочной (П) СК:

$$S_{пs}(3,3) = S_{по}(3,3) \times [S_{so}(3,3)]^T.$$

Далее идет расчет радиус-вектора положения изделия в ИСК.

Определяется предельный радиус Земли на данной широте:

$$R_3^{\text{пред}} = R_3 \cdot (1 - (e^2/2) \sin^2 \varphi_{\Gamma\Gamma})$$

и производится его разложение в ПСК:

$$R_{\Pi}^{\text{пред}}(1) = R_3^{\text{пред}} \cdot S_{пs}(1,2);$$

$$R_{\Pi}^{\text{пред}}(2) = R_3^{\text{пред}} \cdot S_{пs}(2,2);$$

$$R_{\Pi}^{\text{пред}}(3) = R_3^{\text{пред}} \cdot S_{пs}(3,2).$$

Производится определение компонентов полного радиус-вектора положения ОК «Буран» в ПСК.

$$R_{\Pi}^{\text{полн}}(1) = R_{\Pi}^{\text{пред}}(1) + R_{\Pi}(1);$$

$$R_{\Pi}^{\text{полн}}(2) = R_{\Pi}^{\text{пред}}(2) + H_{\text{аэр}} + R_{\Pi}(2);$$

$$R_{\Pi}^{\text{полн}}(3) = R_{\Pi}^{\text{пред}}(3) + R_{\Pi}(3).$$

И наконец, производится расчет радиус-вектора положения ОК в ИСК:

$$R_{\text{и}}(3) = [S_{по}(3,3)]^T \cdot R_{\Pi}^{\text{полн}}(3),$$

так как в момент $T=0,0$ земная система координат совпадает с инерциальной.

Далее производится расчет матрицы $S_{go}(3,3)$ перехода от земной к нормальной системе координат. Определяется географический радиус-вектор положения объекта через положение в ИСК:

$$X_o = R_n(1) \cdot (1 - e^2);$$

$$Y_o = R_n(2) \cdot (1 - e^2);$$

$$Z_o = R_n(3);$$

$$r_{\text{мод}} = \sqrt{X_o^2 + Y_o^2 + Z_o^2}$$

и элементы матрицы $S_{go}(3,3)$:

$$S_{go}(2,1) = X_o / r_{\text{мод}};$$

$$S_{go}(2,2) = Y_o / r_{\text{мод}};$$

$$S_{go}(2,3) = Z_o / r_{\text{мод}};$$

$$S_{go}(3,1) = -Y_o / \sqrt{X_o^2 + Y_o^2};$$

$$S_{go}(3,2) = X_o / \sqrt{X_o^2 + Y_o^2};$$

$$S_{go}(3,3) = 0, 0;$$

$$S_{go}(1,1) = -S_{go}(2,3) \cdot S_{go}(3,2);$$

$$S_{go}(1,2) = S_{go}(3,1) \cdot S_{go}(2,3);$$

$$S_{go}(1,3) = \sqrt{X_o^2 + Y_o^2} / r_{\text{мод}}.$$

Затем проводится расчет скорости изделия в инерциальной СК. Для этого определяется вектор путевой скорости в нормальной СК по начальным условиям ($V_{\text{пут}}$ – путевой скорости; Θ – углу наклона траектории; ψ – углу курса изделия):

$$U_g(1) = V_{\text{пут}} \cdot \cos \psi \cdot \cos \Theta;$$

$$U_g(2) = V_{\text{пут}} \cdot \sin \Theta;$$

$$U_g(3) = -V_{\text{пут}} \cdot \sin \psi \cdot \cos \Theta.$$

Производится определение вектора скорости $V_n(3)$ в ИСК:

$$U_o(3) = [S_{go}(3,3)]^T \times U_g(3);$$

$$V_n(1) = U_o(1) - R_n(2) \cdot \Omega_3;$$

$$V_H(2) = U_O(2) + R_H(1) \cdot \Omega_3;$$

$$V_H(3) = U_O(3),$$

где $U_O(3)$ – вектор путевой скорости в земной системе координат;
 Ω_3 – угловая скорость вращения Земли.

В заключение определяется начальное значение матрицы ориентации $S_{1H}(3,3)$ связанной СК относительно инерциальной СК.

По начальным углу атаки α и скольжения β определяется матрица перехода от скоростной СК к связанной СК:

$$S_{1V}(3,3) = \begin{vmatrix} \cos\alpha \cdot \cos\beta & \sin\alpha & -\cos\alpha \cdot \sin\beta \\ -\sin\alpha \cdot \cos\beta & \cos\alpha & \sin\alpha \cdot \sin\beta \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{vmatrix}$$

Определяется матрица перехода от нормальной к скоростной СК:

$$S_{VG}(3,3) = \begin{vmatrix} \cos\psi \cdot \cos\Theta & \sin\Theta & -\sin\psi \cdot \cos\Theta \\ \sin\psi \cdot \sin\gamma & & \cos\psi \cdot \sin\gamma \\ -\cos\psi \cdot \cos\gamma \cdot \sin\Theta & \cos\gamma \cdot \cos\Theta & +\sin\psi \cdot \cos\gamma \cdot \sin\Theta \\ \sin\psi \cdot \cos\gamma & & \cos\psi \cdot \cos\gamma \\ +\cos\psi \cdot \sin\gamma \cdot \sin\Theta & -\sin\gamma \cdot \cos\Theta & -\sin\psi \cdot \sin\gamma \cdot \sin\Theta \end{vmatrix}$$

Определяется матрица перехода от нормальной к связанной СК:

$$S_{1g}(3,3) = S_{1V}(3,3) \times S_{VG}(3,3).$$

И наконец, определяется матрица перехода от инерциальной к связанной СК:

$$S_{1H}(3,3) = S_{1g}(3,3) \times S_{gO}(3,3).$$

Расчет текущих параметров движения ОК

После того как в режиме «Подготовки счета» ($IP=1$) произведено чтение файлов начальных условий моделирования полета и расчет инерциальных координат объекта, признак режима работы ИПО переводится в режим циклического счета ($IP=2$), по которому осуществляется ежетапный расчет текущих параметров движения ОК.

Расчет текущих координат и матриц перехода осуществлялся подпрограммой PRV. В этой программе производился расчет матриц перехода $S_{g_0}(3,3)$ от земной СК (О) к нормальной СК. Определялся географический радиус-вектор положения $r_{\text{мод}}$ ОК «Буран» X_0, Y_0, Z_0 через положение в инерциальной СК:

$$X_0 = [(\cos \Omega_3 \cdot T)R_{\text{и}}(1) + (\sin \Omega_3 \cdot T)R_{\text{и}}(2)] \cdot (1 - e^2);$$

$$Y_0 = [(-\sin \Omega_3 \cdot T)R_{\text{и}}(1) + (\cos \Omega_3 \cdot T)R_{\text{и}}(2)] \cdot (1 - e^2);$$

$$Z_0 = R_{\text{и}}(3);$$

$$r_{\text{мод}} = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2},$$

где $\Omega_3 = 7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с – угловая скорость вращения Земли;

T – время движения.

Элементы текущей матрицы $S_{g_0}(3,3)$:

$$S_{g_0}(2,1) = X_0 / r_{\text{мод}};$$

$$S_{g_0}(2,2) = Y_0 / r_{\text{мод}};$$

$$S_{g_0}(2,3) = Z_0 / r_{\text{мод}};$$

$$S_{g_0}(3,1) = -Y_0 / \sqrt{X_0^2 + Y_0^2};$$

$$S_{g_0}(3,2) = X_0 / \sqrt{X_0^2 + Y_0^2};$$

$$S_{g_0}(3,3) = 0, 0;$$

$$S_{g_0}(1,1) = -S_{g_0}(2,3) \cdot S_{g_0}(3,2);$$

$$S_{g_0}(1,2) = S_{g_0}(3,1) \cdot S_{g_0}(2,3);$$

$$S_{g_0}(1,3) = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2} / r_{\text{мод}}.$$

Определяется вектор путевой скорости в инерциальной СК:

$$V_{\text{и}}^{\text{пут}}(1) = V_{\text{и}}(1) + \Omega_3 \cdot R_{\text{и}}(2);$$

$$V_{\text{и}}^{\text{пут}}(2) = V_{\text{и}}(2) - \Omega_3 \cdot R_{\text{и}}(1);$$

$$V_{\text{и}}^{\text{пут}}(3) = V_{\text{и}}(3);$$

$$V_{\text{пут мод}} = \sqrt{V_{\text{и}}^{\text{пут}}(1)^2 + V_{\text{и}}^{\text{пут}}(2)^2 + V_{\text{и}}^{\text{пут}}(3)^2}.$$

Определяется матрица перехода от инерциальной к земной СК:

$$S_{oi} = \begin{vmatrix} \cos \Omega_3 \cdot T & \sin \Omega_3 \cdot T & 0 \\ -\sin \Omega_3 \cdot T & \cos \Omega_3 \cdot T & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

Определяется радиус-вектор положения в земной СК:

$$R_o(3) = S_{oi}(3,3) \times R_i(3).$$

Определяется матрица перехода от инерциальной к нормальной СК:

$$S_{gi}(3,3) = S_{go}(3,3) \times S_{oi}(3,3).$$

Определяется абсолютная высота $H_{абс}$ орбитального корабля над земным эллипсоидом:

$$R_3^{пред} = R_3 \cdot (1 - (e^2/2) \sin^2 \varphi_{ГЦ});$$

$$R_{мод} = \sqrt{R_i(1)^2 + R_i(2)^2 + R_i(3)^2};$$

$$H_{абс} = R_{мод} - R_3^{пред}.$$

Далее определяются текущая географическая широта φ и долгота λ :

$$\varphi = \arcsin(S_{go}(2,3));$$

$$\lambda = -\arcsin(S_{go}(3,1)),$$

так как матрица перехода от земной к нормальной СК имеет вид

$$S_{go}(3,3) = \begin{vmatrix} -\sin \varphi \cdot \cos \lambda & -\sin \varphi \cdot \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cdot \cos \lambda & \cos \varphi \cdot \sin \lambda & \sin \varphi \\ \sin \lambda & \cos \lambda & 0 \end{vmatrix}$$

Определяется матрица перехода от инерциальной к посадочной СК:

$$S_{pi}(3,3) = S_{po}(3,3) \times S_{oi}(3,3).$$

При этом используются матрица $S_{po}(3,3)$ и вектор $R_{п}^{пред}(3)$, постоянные и определенные ранее по $\varphi_{впп}$, $\lambda_{впп}$, $A_{впп}$.

И наконец, определяются текущие параметры положения $R_{п}(3)$ и скорости $V_{п}(3)$ орбитального корабля в посадочной СК:

$$R_{\Pi}(3) = S_{\Pi\text{И}}(3,3) \times R_{\text{И}}(3) - R_{\Pi}^{\text{пред}}(3);$$

$$V_{\Pi}(3) = S_{\Pi\text{И}}(3,3) \times V_{\text{И}}^{\text{пут}}(3).$$

Расчет движения центра масс

Расчет движения центра масс ОК «Буран» осуществлялся подпрограммой YD в инерциальной СК по уравнениям:

$$\dot{V}_{\text{И}}(3) = g_{\text{И}}^{\text{к}}(3) + g_{\text{И}}^3(3); \quad (8.1)$$

$$\dot{R}_{\text{И}}(3) = V_{\text{И}}(3),$$

где $R_{\text{И}}(3)$, $V_{\text{И}}(3)$ – векторы положения и абсолютной скорости объекта;

$g_{\text{И}}^{\text{к}}(3)$ – вектор кажущегося ускорения;

$g_{\text{И}}^3(3)$ – вектор гравитационного ускорения Земли.

Вектор кажущегося ускорения определяется как результат действия аэродинамических сил $F_{\text{аэр}}$ и сил, действующих на участке пробега по ВПП $F_{\text{пробег}}$ в связанной СК

$$g_{\text{И}}^{\text{к}}(3) = (F_{\text{аэр}1}(3) + F_{\text{пробег}1}(3)) \cdot g_0 / m_{\text{тек}}$$

и переводится в инерциальную СК:

$$g_{\text{И}}^{\text{к}}(3) = [S_{1\text{И}}(3,3)]^T \times g_{\text{И}}^{\text{к}}(3),$$

где m – текущая масса ОК.

Вектор гравитационного ускорения Земли $g_{\text{И}}^3(3)$ в инерциальной системе координат определялся подпрограммой RGRAV. Интегрирование уравнений сил (8.1) в п/п YD производится методом Эйлера с шагом $h_{\text{сил}}$:

$$R_{\text{И}i+1}(3) = R_{\text{И}i}(3) + V_{\text{И}i}(3) \cdot h_{\text{сил}};$$

$$V_{\text{И}i+1}(3) = V_{\text{И}i}(3) + (g_{\text{И}}^{\text{к}}(3) + g_{\text{И}}^3(3)) \cdot h_{\text{сил}}.$$

Гравитационное ускорение определяется п/п RGRAV согласно модели гравитационного поля нормальной Земли:

$$g_{\text{И}}^3(1) = (-b_0 \cdot R_{\text{И}}(1)/R^3 + \delta_{gr} \cdot R_{\text{И}}(1)/R);$$

$$g_{\text{и}}^3(2) = (-b_0 \cdot R_{\text{и}}(2)/R^3 + \delta_{gr} \cdot R_{\text{и}}(2)/R);$$

$$g_{\text{и}}^3(3) = (-b_0 \cdot R_{\text{и}}(3)/R^3 + (\delta_{gr} \cdot R_{\text{и}}(3)/R) + \delta_{go}),$$

$$\text{где } \delta_{gr} = -1,5 \cdot b_2 \cdot (5q^2 - 1)/R^4 - 1,875 \cdot b_4 \cdot (21q^4 - 14q^2 + 1)/R^6;$$

$$\delta_{go} = -3 \cdot b_2 \cdot q/R^4 + 2,5 \cdot b_4 \cdot (7q^3 - 3q)/R^6;$$

$$R = \sqrt{R_{\text{и}}(1)^2 + R_{\text{и}}(2)^2 + R_{\text{и}}(3)^2};$$

$$q = R_{\text{и}}(3)/R;$$

$$b_0 = 3,9860044 \cdot 10^{14} \text{ [м}^3/\text{с}^2\text{]};$$

$$b_2 = 0,175565 \cdot 10^{26} \text{ [м}^5/\text{с}^2\text{]};$$

$$b_4 = 1,547 \cdot 10^{36} \text{ [м}^7/\text{с}^2\text{]}.$$

Расчет движения вокруг центра масс

Расчет движения ОК «Буран» вокруг центра масс производился той же подпрограммой YD в связанной СК относительно инерциальной СК.

Реализовались уравнения, позволяющие моделировать пространственное движение вокруг центра масс для любого углового положения ОК.

В матричной форме уравнения движения вокруг центра масс в связанной системе координат имеют вид

$$\dot{\omega}(3) = J^{-1} \cdot (M_{\Sigma}(3) - \omega(3) \times (J \cdot \omega(3))), \quad (8.2)$$

где $\omega(3)$ – вектор абсолютной угловой скорости изделия в ССК;

$$J = \begin{vmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_{zz} \end{vmatrix} \text{ – тензор инерции изделия;}$$

$M_{\Sigma}(3)$ – вектор суммарного действующего момента.

Суммарный действующий момент $M_{\Sigma}(3)$ в связанной СК состоит из аэродинамического момента $M_{\text{аэрп}}(3)$ и момента $M_{\text{пробег}}(3)$, создаваемого на пробеге по ВПП:

$$M_{\Sigma}(3) = M_{\text{аэpl}}(3) + M_{\text{пробегl}}(3).$$

Интегрирование уравнений движения (8.2) производится методом Эйлера с шагом $h_{\text{мом}}$:

$$\omega_{i+1}(3) = \omega_i(3) + \dot{\omega}_i(3) \cdot h_{\text{мом}}.$$

Для описания кинематики движения вокруг центра масс использовалось уравнение Пуассона, матричная форма которого имеет вид

$$\dot{S}_{1\text{И}}(3,3) = \Omega(3,3) \times S_{1\text{И}}(3,3),$$

где $S_{1\text{И}}(3,3)$ – матрица перехода от инерциальной СК к связанной СК;

$$\Omega(3,3) = \begin{vmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{vmatrix} \text{ – кососимметрическая матрица.}$$

Расчет воздушно-скоростных параметров

Расчет воздушно-скоростных параметров движения объекта производился подпрограммами:

п/п АТМ расчета параметров атмосферы Земли;

п/п ВЕТ расчета ветровых возмущений;

п/п ВСР расчета воздушно-скоростных параметров.

Подпрограмма АТМ, используя подпрограмму СТАМ, рассчитывала параметры атмосферы для текущей высоты $H_{\text{абс}}$:

$T_H [K^\circ]$ – температуру;

$\rho_H = \rho_{H_{\text{гост}}} / g_H [\text{кг} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4]$ – плотность;

$P_H = R \cdot \rho_H \cdot T_H [\text{кг} / \text{м}^2]$ – статическое давление;

$a_{\text{зв}} = 20.0468 \sqrt{T_H} [\text{м} / \text{с}]$ – скорость звука;

$H_{\text{бар}} = R \cdot T_0 / g_0 \cdot \lg(P_0 / P_H) [\text{м}]$ – барометрическую высоту;

$P_{\text{полн}} = P_H + \rho_H \cdot V_{\text{в}}^2 / 2 [\text{кг} / \text{м}^2]$ – полное давление,

где $R = 287,053 [\text{м}^2 / (\text{град} \cdot \text{с}^2)]$ – газовая постоянная.

Подпрограмма STAM рассчитывала параметры стандартной атмосферы по ГОСТ 4401-81.

Подпрограмма ВЕТ производила расчет ветровых возмущений. Данные для ветровых возмущений задавались в файле начальных условий TRTAR.

Тип ветровых возмущений задается признаком включения ветра LВЕТ (0 – ветра нет, 1 – горизонтальный ветер, 2 – порыв, 3 – горизонтальный ветер и порыв). Горизонтальный ветер задается в нормальной СК, связанной с западной розой ветров.

Ветровые порывы трапецевидной формы задаются в связанной СК. Возможно задание вертикального, горизонтального и косого порыва. В конце подпрограммы ВЕТ производился пересчет ветровых возмущений в инерциальную СК через матрицы $S_{gi}(3,3)$, $S_{li}(3,3)$, определенные в п/п PRV.

Подпрограмма ВСР производила расчет воздушно-скоростных параметров полета. Определялась $V_{ви}(3)$ – воздушная скорость в инерциальной СК по $V_{и}^{пут}(3)$ – путевой скорости и $W_{и}(3)$ – скорости ветровых возмущений, определенных в инерциальной СК через треугольник скоростей:

$$V_{ви}(3) = V_{и}^{пут}(3) - W_{и}(3).$$

Далее воздушная скорость пересчитывалась в связанную СК:

$$V_{в1}(3) = S_{li}(3,3) \times V_{ви}(3).$$

По компонентам воздушной скорости в связанной СК определялись следующие воздушные параметры:

$$V_{в\text{мод}} = \sqrt{V_{в1}(1)^2 + V_{в1}(2)^2 + V_{в1}(3)^2} - \text{воздушная скорость};$$

$$q = \rho_H \cdot V_{в\text{мод}}^2 / 2 \text{ [кг/м}^2\text{]} - \text{скоростной напор};$$

$$M = V_{в\text{мод}} / a_{зв} - \text{число Маха};$$

$$\alpha = -\arcsin(V_{в1}(2) / \sqrt{V_{в1}(1)^2 + V_{в1}(2)^2}) - \text{угол атаки};$$

$$\beta = \arcsin(V_{в1}(3) / V_{в\text{мод}}) - \text{угол скольжения}.$$

В конце расчета текущих параметров движения ОК вызывалась п/п ВВ формирования ряда выходных параметров, необходимых для ПМ «ММВВ» и оценки движения изделия. Производился расчет компонент путевой скорости в связанной системе координат:

$$V_1^{\text{пут}}(3) = S_{1и}(3,3) \times V_{и}^{\text{пут}}(3).$$

Производился расчет вертикальной скорости $\dot{H}_{абс}$ орбитального корабля в нормальной СК.

Для этого считается матрица перехода от нормальной к связанной системе координат:

$$S_{1g}(3,3) = S_{1и}(3,3) \times [S_{ги}(3,3)]^T,$$

по которой и определяется вектор путевой скорости в нормальной СК:

$$V_g^{\text{пут}}(3) = [S_{1g}(3,3)]^T \times V_1^{\text{пут}}(3).$$

Вторая компонента этого вектора и есть искомый параметр $\dot{H}_{абс}$:

$$\dot{H}_{абс} = V_g^{\text{пут}}(2).$$

В подпрограмме ВВ производился также расчет углов крена γ_1 , рыскания ψ_1 и тангажа ϑ_1 в связанной СК. Углы γ_1 , ψ_1 , ϑ_1 рассчитывались по соотношениям:

$$\vartheta_1 = \arcsin(S_{1g}(1,2));$$

$$\psi_1 = \text{Arctg}(-S_{1g}(1,3)/\cos\vartheta_1; S_{1g}(1,1)/\cos\vartheta_1);$$

$$\gamma_1 = \arccos(-S_{1g}(3,2)/\cos\vartheta_1)$$

из элементов матрицы

$$S_{1g}(3,3) = \begin{vmatrix} \cos\psi \cdot \cos\vartheta & \sin\vartheta & -\sin\psi \cdot \cos\vartheta \\ \sin\psi \cdot \sin\gamma - \cos\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\gamma & \cos\vartheta \cdot \cos\gamma & \cos\psi \cdot \sin\gamma + \sin\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\gamma \\ \sin\psi \cdot \cos\gamma + \cos\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \sin\gamma & -\cos\vartheta \cdot \sin\gamma & \cos\psi \cdot \cos\gamma - \sin\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \sin\gamma \end{vmatrix}$$

В конце п/п ВВ рассчитывались перегрузки в связанной СК:

$$n_{x,y,z} = (F_{\text{аэпл}}(3) + F_{\text{пробег1}}(3))/m_{\text{тек}}.$$

8.4. Программный комплекс «Статистика»

Программный комплекс «Статистика» (ПКС), созданный в МОКБ «Марс», предназначался для проведения статистических испытаний СУ ОК «Буран» на участке посадки при движении с высоты $H=20$ км до останова на ВПП с бортовыми программами ПО СУДН(П), функционирующими в среде эмулятора бортового вычислителя Ш-340.

Целью моделирования на ПКС были:

- подтверждение правильности функционирования ПО СУДН(П) на множестве траекторий (до 200 реализаций) в замкнутом контуре в условиях, приближенных к реальному полету;
- получение статистических оценок точностных характеристик движения ОК при работе с реальным ПО СУДН(П) в среде эмулятора Ш-340.

Состав ПК «Статистика»

ПК «Статистика» был реализован на ЭВМ ЕС-1061 и эмуляторе бортового вычислителя Ш-340.

Функциональная схема программного обеспечения ПКС приведена на рис. 8.6. ПКС содержит следующие основные компоненты:

- ИПО, дополненное статистическими моделями объекта, информационных систем;
- эмулятор Ш-340 (среда бортового вычислителя и средства его поддержки);
- ПО СУДН(П) – бортовые программы навигации и управления;
- блок регистрации и накопления результатов статистических испытаний;
- ПСО – программа статистической обработки.

Имитационное программное обеспечение ПКС

В основу было положено ИПО, разработанное для СММ и доработанное новыми программами и моделями:

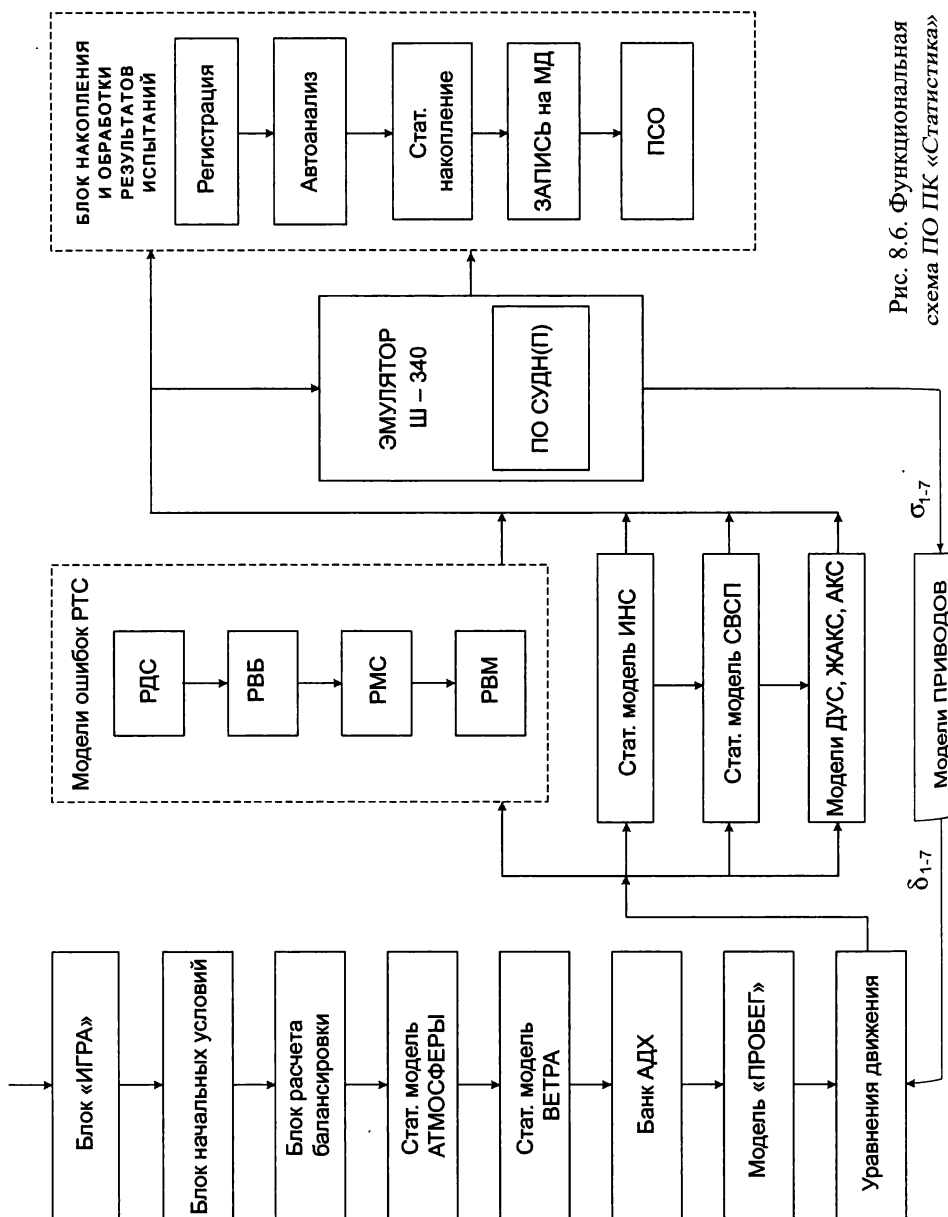


Рис. 8.6. Функциональная схема ПО ПК «Статистика»

- блоком «Игра», осуществляющим розыгрыш случайных величин для всех подсистем;
- блоком «Начальных условий» в соответствии с согласованной с НПО АП зоной приведения на высоте $H=20$ км;
- блоком «Расчета балансировки», производящим расчет параметров ОК на момент начала участка посадки;
- статистической моделью параметров атмосферы;
- статистической моделью ветровых возмущений (случайным горизонтальным ветром, турбулентностью).

Разработанные модели радиотехнических систем посадки (РТС) были дополнены моделями случайных ошибок РДС, РВБ, РМС, РВМ.

Модель ИНС дополнена моделями ошибок по скорости и ориентации платформы.

Модель СВСП доработана МПКБ «Восход» моделями случайных ошибок функционального тракта.

Эмулятор Ш-340

Эмулятор Ш-340, разработанный в МОКБ «Марс», реализовывал операционную среду бортового вычислителя (более 70 команд). Эмулятор Ш-340 отлаживался путем сравнения траекторий, полученных на стенде полунатурного моделирования ЦКО «Аксон». Различие в работе эмулятора и БЦВК составляло не более 3% по времени и выполнению команд.

Блок регистрации и накопления результатов испытаний

Этот блок проводил регистрацию ряда параметров движения изделия на характерных срезах траектории, их накопление и запись на жесткий диск в файл РКС 200. Кроме этого, блок осуществлял автоматический анализ успешности посадки по контролю параметров на траектории по эксплуатационным ограничениям и на выполнение требований ТЗ на систему управления.

По результатам неуспешности посадки производится фиксация соответствующей информации на жестком диске в файле BEDA.

Программа статистической обработки

Программа статистической обработки (ПСО) была выполнена как подсистема вторичной обработки накопленных результатов статистических испытаний, полученных в результате работы ПКС и хранящихся на жестком диске. ПСО обрабатывала накопленные траектории статистических испытаний и выдавала протокол по результатам статистической обработки.

Таким образом, разработанный ПК «Статистика» позволял:

- осуществлять счет серии траекторий в автоматическом пакетном режиме при статистическом задании условий полета;
- реализовать повторяемость любой случайной реализации траектории;
- регистрировать в протоколе ряд параметров режима испытания и их накопление на магнитном диске;
- осуществлять автоматический анализ успешности посадки.

Разработанный программный комплекс «Статистика» был эффективным инструментом отработки бортовых программ ПО СУДН(П) в замкнутом контуре на большом объеме траекторий, приближенных к условиям реального полета.

Статистические испытания большой выборки органично дополняли предельные режимы испытаний ПО СУДН(П) на СММ и стенде ЦКО «Аксон», что значительно повышало уровень и надежность отработки СУ ОК «Буран».

8.5. Стенд полунатурного моделирования – цифровой комплекс отработки «Аксон»

Бортовые программы в процессе своей отработки проходят стадии статических и динамических испытаний. Составной частью испытаний бортовых программ ПО СУДН(П) МОКБ «Марс» являлись статические (в разомкнутом контуре) и динамические испытания (в замкнутом контуре) на цифровом комплексе отработки «Аксон».

При этом на стенде ЦКО «Аксон»:

- в первом случае бортовым программам обеспечивался табличный подыгрыш информации;
- во втором подыгрыш информации осуществлялся с математических моделей динамики движения изделия и математических моделей информационных средств, реализованных в универсальной ЭВМ.

Целью проведения статических испытаний бортовых программ в разомкнутом контуре являлись:

- проверка функционирования бортовых программ на предельных режимах;
- снятие статических характеристик;
- снятие амплитудно-фазовых частотных характеристик.

Целью динамических испытаний бортовых программ в замкнутом контуре являлись:

- проверка правильности функционирования бортовых программ в условиях, приближенных к условиям реального полета, посредством математического моделирования;
- выборочная проверка динамических и точностных характеристик движения изделия на соответствие требованиям ТЗ при испытаниях с реальными бортовыми программами.

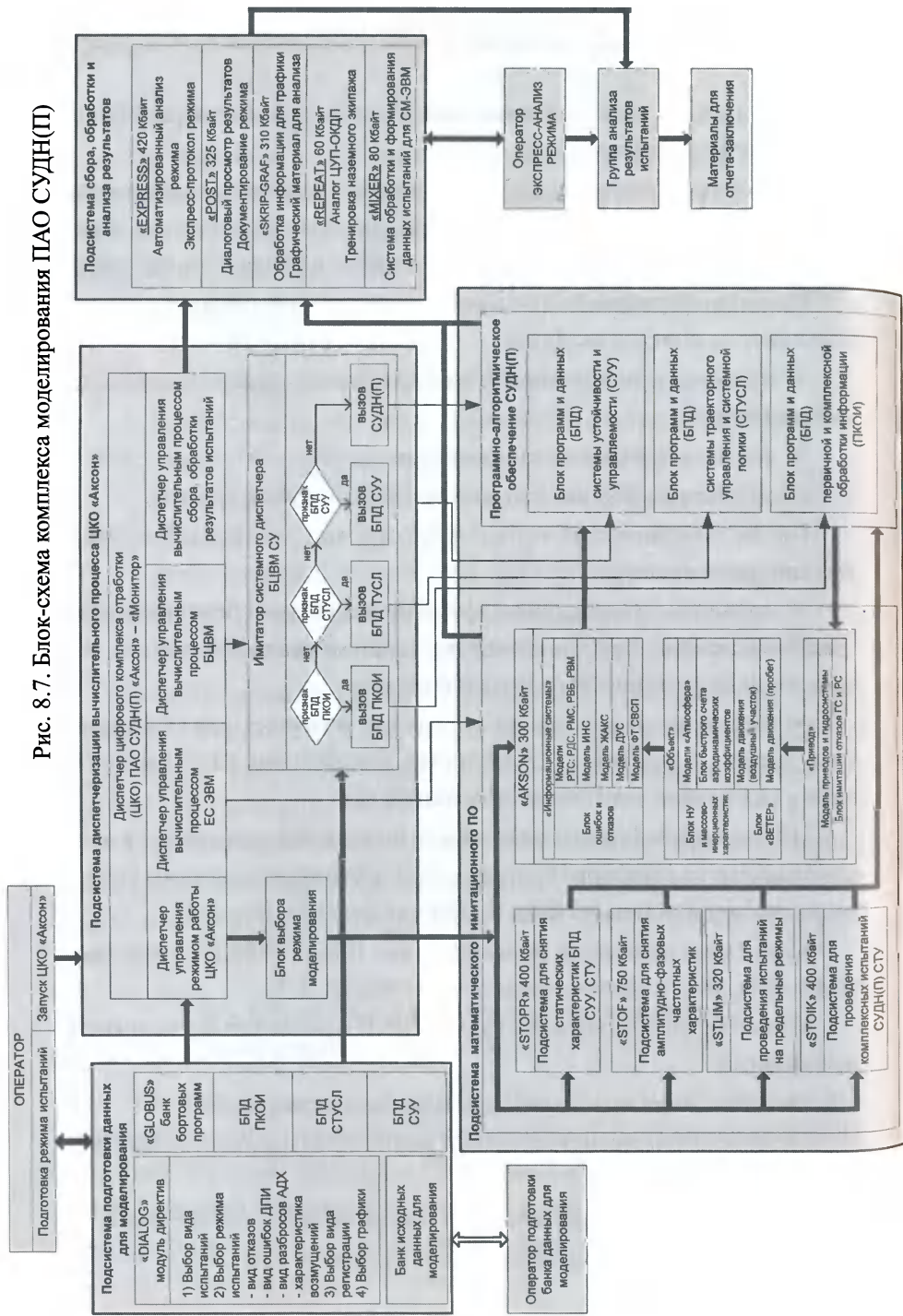
ЦКО «Аксон» предназначался для проведения испытаний в замкнутом контуре бортового программного обеспечения системы управления движением и навигации на участке спуска и посадки.

Блок-схема комплекса моделирования ПАО СУДН(П), включающая в себя ЦКО «Аксон», представлена на рис. 8.7.

Комплекс моделирования ПАО СУДН(П) состоял из 4-х основных компонентов:

- 1) подсистема подготовки данных для моделирования;
- 2) подсистема диспетчеризации вычислительного процесса ЦКО «Аксон»;
- 3) подсистема математического имитационного обеспечения;
- 4) подсистема сбора, обработки и анализа результатов.

Рис. 8.7. Блок-схема комплекса моделирования ПАО СУДН(П)



В состав ЦКО «Аксон» входили:

1. Комплекс аппаратных средств:

- универсальная ЭВМ ЕС-1061 с производительностью 2 млн операций, объемом ОЗУ 8192 Кбайт, с комплектом периферийного оборудования;

- контрольно-испытательный комплекс (КИК), позволяющий управлять процессом работы БЦВМ через пульта прямого доступа;

- согласующее устройство для согласования сигналов селекторного канала ЕС-1061 и передачи его на входы контрольно-испытательного комплекса;

- комплекс графических дисплеев ЕС-7920;

- комплекс накопителей на жестких магнитных дисках;

- бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) БИ-4 с центральным процессором, работающим на частоте 4 мГц, ОЗУ 128 Кбайт и ПЗУ 16 Кбайт (разработки НПО АП).

2. Комплекс программных средств:

- подсистема подготовки исходных данных для моделирования;

- подсистема диспетчеризации вычислительного процесса;

- системы обмена с БЦВМ;

- блок выбора режима моделирования;

- подсистема имитационного программного обеспечения;

- блоки программ и данных для БЦВМ;

- подсистема сбора, обработки и анализа результатов.

Комплекс программного обеспечения ЦКО «Аксон» работал под управлением супервизора реального времени RTS в рамках операционной системы MVT 6.1.

Взаимодействие ЕС-1061 с БЦВМ в процессе работы стенда «Аксон» осуществлялось с помощью сигналов внешних прерываний под управлением технологических программ PROLOG и EPILOG (разработки МОКБ «Марс»), расположенных в БЦВМ.

В начале моделирования производилась загрузка бортовых программ в ОЗУ БЦВМ из банка бортовых программ, расположенного в ЕС-1061. Затем имитационное программное обеспечение, расположенное в ЕС-1061, готовило вектор состояния ОБЪЕКТА для первого такта работы БЦВМ, и ЕС-1061 переходила в режим ожидания. После этого запускалась БЦВМ. При поступлении на синхронизирующий вход БЦВМ синхроимпульса происходил пуск с начального адреса (ПНА) с периодом следования $T_{\text{ц}} = 0,032768$ с. От программно-временного устройства инициировалось выполнение технологической программы PROLOG. Эта программа запрещала прерывание программ БЦВМ по сигналу ПНА, что позволяло осуществлять их отработку в псевдореальном времени. Такая возможность, осуществленная на стенде ЦКО «Аксон», позволяла реализовать достаточно подробное имитационное математическое обеспечение в ЕС-1061 без жесткого ограничения на время его выполнения.

Отработав, технологическая программа PROLOG выдавала импульс SIGP, по которому осуществлялся обмен между ОЗУ БЦВМ и ОЗУ ЕС-1061. В массив обмена входила информация с текущего такта ЕС-1061 и результаты работы БЦВМ по информации с предыдущего такта. По окончании цикла обмена запускался процессор БЦВМ, и шло выполнение бортовых программ. По окончании работы БЦВМ управление передавалось технологической программе EPILOG, которая разрешала прерывание программ БЦВМ по сигналу ПНА и переводила процессор БЦВМ в состояние ожидания. ЕС-1061 по окончании цикла обмена переходила на счет нового вектора состояния, а по окончании счета – в режим ожидания. Такой процесс работы на стенде ЦКО «Аксон» повторялся каждый такт работы ЦКО до числа тактов, заданного при моделировании. В заключение БЦВМ переходила в состояние останова, а ЕС-1061 передавала управление системе обработки результатов моделирования. Циклограмма работы ЕС-1061 и БЦВМ приведена на рис. 8.8.



Рис. 8.8. Циклограмма работы ЕС-1061 и БИ-4

Для решения задач статических и динамических испытаний бортовых программ в разомкнутом и замкнутом контурах на стенде «Аксон» использовалось прикладное программное обеспечение двухмашинного комплекса ЕС-1061 и БЦВМ. Программные средства стенда «Аксон» обеспечивали диалоговый режим задания условий проведения испытаний бортовых программ (число тактов моделирования, номер режима испытания и возмущений и т.п.).

Система диспетчеризации осуществляла межмашинное взаимодействие ЕС-1061 – БЦВМ, управление подзадачами в каждой вычислительной машине, режим диалога с оператором в процессе испытаний.

Система обмена данными осуществляла взаимодействие БЦВМ и ЕС-1061 в соответствии с циклограммой работы стенда, накопление данных в течение испытаний для последующей обработки.

Система регистрации и обработки данных производила регистрацию данных в процессе испытаний и их преобразование с выводом на алфавитно-цифровое печатающее устройство (АЦПУ) по завершении испытаний.

Система имитации информационных условий осуществляла моделирование динамики движения изделия с формированием вектора состояния в форматах, необходимых для работы БЦВМ. Взаимодействие перечисленных программных средств осуществлялось головным диспетчером стенда ЦКО «Аксон».

Программное обеспечение стенда ЦКО «Аксон» было разработано на языках высокого уровня PL/1, Fortran, а критичные по времени исполнения участки – на языке Assembler.

9. МЕТОДОЛОГИЯ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ ПО ВЕРОЯТНОСТИ УСПЕШНОЙ ПОСАДКИ ПО КРИТЕРИЮ ТОЧНОСТИ

9.1. Постановка задачи

Проектирование системы управления ОК «Буран» осуществлялось на основе требований к безопасности полета на всех участках траектории от выведения до посадки.

Безопасность полета ОК в режиме автоматического управления определялась двумя факторами:

- надежностью работы аппаратуры,
- точностью управления.

В частности, для этапа посадки в ТЗ было сформулировано специальное требование к вероятности успешной (безопасной) посадки по критерию точности управления, а именно – вероятность успешной посадки по критерию точности должна быть не ниже 0,9995 при доверительной вероятности оценки не ниже 0,95.

Оценить очень малую вероятность риска $5 \cdot 10^{-4}$ непосредственно в летных испытаниях практически невозможно.

Поэтому для подтверждения показателей безопасности полета ОК на посадке был выбран расчетно-аналитический метод (статистическое моделирование) с использованием материалов летных испытаний для проверки достоверности математической модели автоматической посадки.

В качестве критерия точности управления принималось соответствие вектора кинематических параметров в точке касания допустимому значению. Контролю подвергались параметры, непосредственно связанные с безопасностью приземления: углы курса (ψ), крена (γ), тангажа (ν), проекции скорости V_y , V_x , V_z , координаты X , Z в точке приземления в посадочной системе координат, перегрузка n_y .

Посадка считается успешной по точности, если все параметры в точке приземления лежат в допустимых пределах. Допустимые пре-

дела изменения параметров в точке приземления определяются условиями безопасности: например, координата Z (боковое отклонение от оси взлетно-посадочной полосы) не должна превышать половины ширины полосы, угол крена не должен превышать значений, при которых возможно касание крылом поверхности ВПП, вертикальная скорость не должна быть больше той, при которой ударная перегрузка при приземлении может привести к поломке шасси, координата X ограничена величиной, гарантирующей останов после пробега в пределах ВПП и т.д.

Рассеивание вектора параметров в точке приземления при проведении статистического моделирования обусловлено вариацией случайных погрешностей информационных систем, параметров объекта, возмущений.

9.2. Оценка соответствия характеристик управления заданному уровню безопасности методом статистического моделирования

Задача заключается в получении подтверждения соответствия уровня риска на посадке (нарушения условий безопасности) заданному допустимому значению $q=q_0$, где $q_0=5 \cdot 10^{-4}$ с заданной доверительной вероятностью $P_{\text{дов}}=0,95$; q – вероятность нарушения условий безопасности по критерию точности.

При проведении статистического моделирования применим метод последовательного анализа, позволяющий получить выигрыш в числе наблюдений (испытаний), необходимых для принятия решения [7].

Будем называть гипотезу $q=q_0$ основной.

Введем в рассмотрение конкурирующую гипотезу $q=q_1$, причем $q_1 > q_0$ (например, $q_1 = 10^{-3}$).

При принятии или отклонении гипотезы $q=q_0$ возможны ошибки:

$q < q_0$, гипотеза отклоняется, хотя она верна;

$q > q_0$, гипотеза принимается, хотя она неверна.

Будем считать указанные ошибки допустимыми, если их вероятности α и β будут достаточно малы.

Примем $\alpha = \beta = 1 - P_{\text{дов}} = 0,05$.

Запишем формулы для расчета числа m ненормативных исходов, полученных при n испытаниях [7]:

$$m \geq \frac{\lg \frac{1 - \beta}{\alpha}}{\lg \frac{q_1}{q_0} - \lg \frac{1 - q_1}{1 - q_0}} + n \frac{\lg \frac{1 - q_0}{1 - q_1}}{\lg \frac{q_1}{q_0} - \lg \frac{1 - q_1}{1 - q_0}}; \quad (9.1)$$

$$m \leq \frac{\lg \frac{\beta}{1 - \alpha}}{\lg \frac{q_1}{q_0} - \lg \frac{1 - q_1}{1 - q_0}} + n \frac{\lg \frac{1 - q_0}{1 - q_1}}{\lg \frac{q_1}{q_0} - \lg \frac{1 - q_1}{1 - q_0}}, \quad (9.2)$$

где n – число испытаний;

m – число ненормативных исходов, полученных при n испытаниях (число посадок с нарушением условий безопасности).

Правую часть неравенства (9.2) будем называть приемочным числом, а правую часть неравенства (9.1) – браковочным числом.

На каждом этапе вычисляем приемочное и браковочное числа.

Как только в первый раз выполняется неравенство (9.1) или неравенство (9.2), испытания прекращаются.

При реализации неравенства (9.2) гипотеза $q = q_0$ принимается, при реализации неравенства (9.1) принимается гипотеза $q = q_1$, т.е. отклоняется основная гипотеза.

На рис. 9.1 приведен график проведения контроля испытаний.

На плоскости координат m, n линиями L_1 и L_2 по уравнениям (9.1) и (9.2) построены границы принятия решений:

- область выше линии L_1 – гипотеза отклоняется;
- область ниже линии L_2 – гипотеза $q = q_0$ принимается.

Пространство между линиями L_1 и L_2 соответствует зоне неопределенности, когда наблюдения следует продолжить.

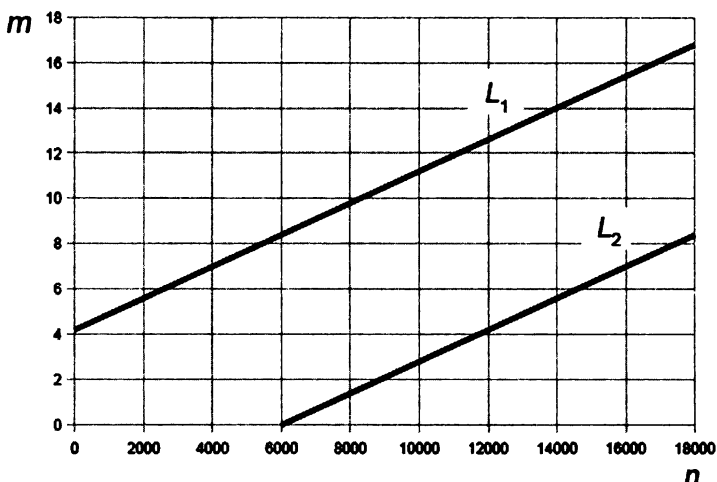


Рис. 9.1. Графический метод проведения контроля

Из графика видно, что минимальное число испытаний $n_{\min}$, достаточное для принятия гипотезы $q=q_0$, соответствует числу n при $m=0$ (~ 6000).

При этом риски забраковать хорошую систему или принять плохую систему не будут превосходить допустимые значения α и β соответственно.

Метод последовательного анализа при $q=q_0$, т.е. когда вероятность «отказа» системы близка к допустимой, приводит к сравнительно большим объемам потребных испытаний, так как траектория, отражающая ход проведения статистического моделирования, может долго находиться в зоне неопределенности принятия решения. С целью сокращения объема моделирования число испытаний следует ограничить.

Для этого необходимо проанализировать причины возникновения аварийных ситуаций и ввести ограничения на использование системы управления, исключая появление таких ситуаций (например, наложить ограничения на величины возмущений – направление, скорость и силу порывов ветра на аэродроме посадки). При введении указанных ограничений имеем $m=0$, $n=n_{\min}$.

9.3. Обоснование достоверности математической модели режима автоматической посадки по экспериментальным данным

Для проведения статистического моделирования исходную математическую модель, составленную на основе расчетных данных и результатов аэродинамических продувок, следует подтвердить материалами летных испытаний и при необходимости ее скорректировать.

Соответствие математической модели реальному объекту может быть установлено методами математической статистики, которые дают заключение о том, что две независимые выборки объемом n_1 и n_2 взяты из одной и той же нормально распределенной общей совокупности.

Статистическое соответствие можно оценивать по численным характеристикам ошибок управления – математическому ожиданию и дисперсии, полученным соответственно для 2-х выборок: n_m – выборка по материалам математического моделирования и $n_{ли}$ – выборка по материалам летных испытаний.

Для проверки гипотезы, что две независимые частичные совокупности объемом n_m и $n_{ли}$ взяты из одной и той же нормально распределенной общей совокупности, применяется статистика t [21]. Она позволяет установить статистическую эквивалентность по математическому ожиданию.

Статистика t характеризует допустимый уровень различия оценок m_m и $m_{ли}$ математического ожидания m с заданной доверительной вероятностью.

Величина t вычисляется по формуле [21]

$$t = \frac{m_m - m_{ли}}{S} \sqrt{\frac{n_m \cdot n_{ли}}{n_m + n_{ли}}}, \quad (9.3)$$

$$\text{где } S^2 = \frac{(n_{ли} - 1)S_1^2 + (n_m - 1)S_2^2}{(n_{ли} - 1) + (n_m - 1)};$$

S_1^1, S_2^2 – оценки дисперсии ошибок управления по результатам летных испытаний и моделирования. Допустимое значение t при разных уровнях значимости ($1 - P_{\text{дов}}$) и данном числе степеней свободы $\nu = n_{\text{ли}} + n_{\text{м}} - 2$ приведено в [21, табл. XVII].

Число испытаний $n_{\text{м}}$ исчисляется многими сотнями ($300 \div 400$), поэтому можно принять $n_{\text{м}} \rightarrow \infty$, тогда получим для формулы (9.3) следующее выражение:

$$t = \frac{m_{\text{м}} - m_{\text{ли}}}{S_2} \sqrt{n_{\text{ли}}}. \quad (9.4)$$

Пользуясь данными табл. XVII для значений t при уровне значимости 0,05 и бесконечном числе степеней свободы, построим график

$$\left(\frac{m_{\text{м}} - m_{\text{ли}}}{S_2} \right)_{\text{доп}} = \frac{t}{\sqrt{n_{\text{ли}}}} = f(n_{\text{ли}}).$$

График, приведенный на рис. 9.2, показывает допустимые значения $\frac{m_{\text{м}} - m_{\text{ли}}}{S_2}$, полученные на основе данных экспериментальных статистик, для подтверждения статистической эквивалентности математической модели и реального объекта по математическому ожиданию с доверительной вероятностью 0,95 в функции числа летных экспериментов.

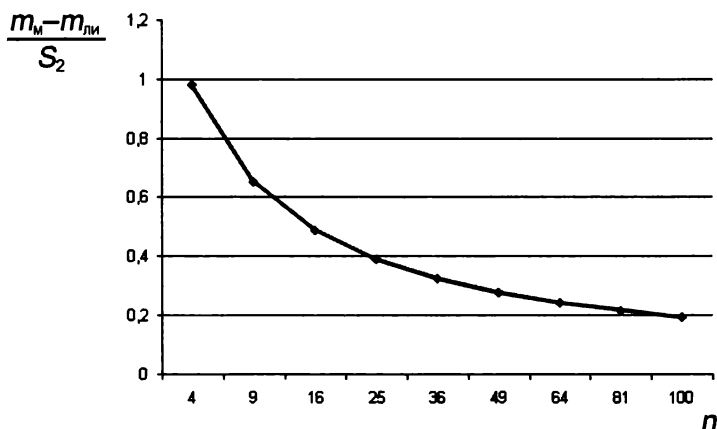


Рис. 9.2. Условие статистической эквивалентности по математическому ожиданию

Для оценки статистической эквивалентности двух совокупностей по дисперсии применяется критерий F Фишера.

При образовании статистики

$$F = S_1^2 / S_2^2 \text{ берется } S_1^2 > S_2^2.$$

Таким образом, табличное значение F больше 1. Поэтому при применении таблиц XVII–XXI из [21] надо за S_1 брать большую из 2-х оценок дисперсии.

В указанных таблицах приведены допустимые значения дисперсионного отношения F для разных уровней значимости $(1 - P_{\text{дов}})$ и $v_1 = n_{\text{ли}} - 1$, $v_2 = n_{\text{м}} - 1$.

Можно считать подтвержденной гипотезу о том, что частичные совокупности взяты из нормальных общих совокупностей с одинаковой дисперсией, если наблюдаемое дисперсионное отношение будет меньше допустимого, взятого из таблицы.

На рис. 9.3 приведен график $F_{\text{доп}} = f(n_{\text{ли}})$ для $P_{\text{дов}} = 0,95$ и $n_{\text{м}} \rightarrow \infty$.

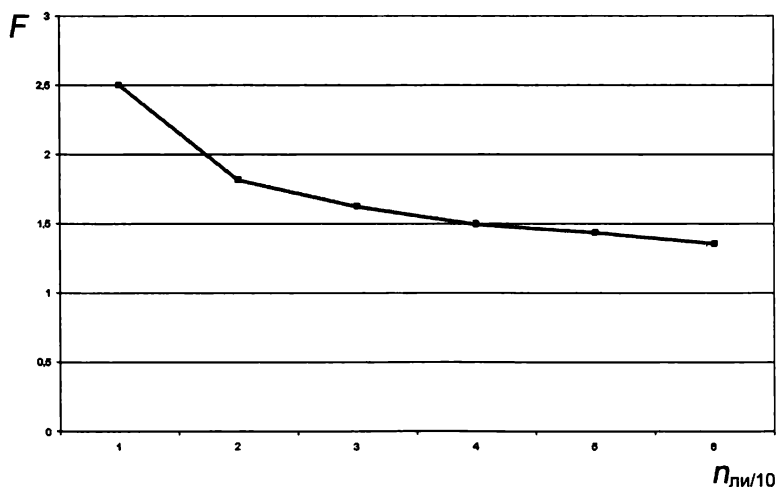


Рис. 9.3. Условие статистической эквивалентности по дисперсии

9.4. Обоснование объема летных испытаний

В предыдущем разделе были рассмотрены вопросы подтверждения достоверности математической модели автоматической посадки с помощью материалов летных испытаний.

Получаемые в результате летных испытаний оценки дисперсии и математического ожидания ошибок управления будут тем точнее, чем больше будет объем экспериментальных статистик.

Однако исходя из практической возможности, ясно, что объемы летных экспериментов, сравнимые с объемами математического моделирования, получить нельзя ввиду хотя бы экономических соображений.

Поэтому возникает задача найти компромиссное решение на основе оценки эффекта прироста точности оценок от увеличения объема летных испытаний.

Так как для оценки дисперсии требуется больший объем экспериментов, чем для оценки математического ожидания, то будем далее рассматривать вопрос достоверности значений статистического среднего квадратического отклонения S_1 . Для этого образуем случайную величину $U = S_1/\sigma$, где S_1 – статистическое (экспериментальное) среднее квадратическое отклонение (СКО) из летных испытаний, σ – истинное СКО. Допустим, оно нам известно.

Дифференциальный закон распределения случайной величины U обозначим через $f_U(U)$. Он известен и приведен в [18]:

$$\begin{cases} f_U(U) = \frac{\sqrt{2(n-1)}}{\Gamma\left(\frac{n-1}{2}\right)} \left(U \sqrt{\frac{n-1}{2}} \right)^{n-2} e^{-\frac{n-1}{2}U^2}, & \text{для } U \geq 0; \\ f_U(U) = 0, & \text{для } U < 0, \end{cases}$$

где Γ – гамма-функция;

n – число экспериментов ($n_{\text{ли}}$).

Используя дифференциальный закон распределения $f_U(U)$, оценим достоверность значений статистического среднего квадратического отклонения S_1 .

Определим, с какой вероятностью истинное значение СКО будет находиться в заданной области, расположенной симметрично относительно S_1 .

С этой целью найдем вероятность того, что величина $\frac{1}{U}$, обратная случайной величине U , не будет отклоняться от единицы более чем на $\pm \varepsilon$ ($\varepsilon < 1$), т.е.

$$P = P\left[1 - \varepsilon \leq \frac{1}{U} \leq 1 + \varepsilon\right]$$

или

$$P = P\left[\frac{1}{1 + \varepsilon} \leq U \leq \frac{1}{1 - \varepsilon}\right] = \int_{\frac{1}{1 + \varepsilon}}^{\frac{1}{1 - \varepsilon}} f_U(U) dU.$$

Учитывая, что $U = S_1/\sigma$, получаем: $P = P\left[1 - \varepsilon \leq \frac{\sigma}{S_1} \leq 1 + \varepsilon\right]$.

Поэтому

$$P = P\left[(1 - \varepsilon)S_1 \leq \sigma \leq (1 + \varepsilon)S_1\right] = \int_{\frac{1}{1 + \varepsilon}}^{\frac{1}{1 - \varepsilon}} f_U(U) dU. \quad (9.5)$$

Соотношение (9.5) дает возможность по заданной величине ε и заданному числу экспериментов $n_{\text{ли}}$, из которых определяется величина S_1 , определить доверительную вероятность P для σ – вероятность того, что истинное значение σ будет лежать в области $2\varepsilon S_1$, симметричной относительно S_1 .

Наоборот, задавшись доверительной вероятностью P , можно при заданном числе экспериментов $n_{\text{ли}}$ определить значение ε и доверительный интервал $\sigma - 2\varepsilon S_1$, т.е. область, расположенную симметрично относительно S_1 , в которой с заданной вероятностью $P_{\text{дов}}$ будет находиться истинное значение σ .

В [18] приведена таблица 4.2 (стр. 376), пользуясь которой можно определить все вышесказанное.

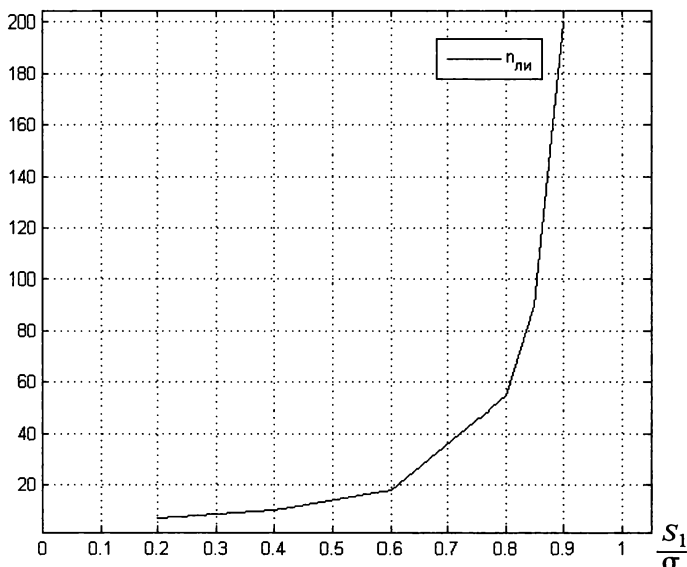


Рис. 9.4. Зависимость необходимого числа летных испытаний от точности получения оценки СКО

Исходя из постановки задачи, выясним, как при заданной доверительной вероятности связаны рост объема испытаний с ростом точности оценки σ . Для этого, пользуясь табл. 4.2 [18], построим зависимость $n_{\text{ли}} = f\left(\frac{S_1}{\sigma}\right)$ для доверительной вероятности 0,95.

Как видно из рис. 9.4, при $\frac{S_1}{\sigma} \rightarrow 1$ потребное число испытаний начинает интенсивно расти. Последнее разумное число летных испытаний находится в пределах $n_{\text{ли}} = 60 \div 80$, после чего рост $n_{\text{ли}}$ не оправдывается эффектом повышения точности оценки.

По этой причине при организации летных испытаний по программе ОК «Буря» для летающей лаборатории ТУ-154, оснащенной системой изменения характеристик устойчивости и управляемости для получения подобия характеристикам ОК «Буря» на посадке, была определена программа летных испытаний в объеме 60 полетов. Результаты летных испытаний, проведенных на летающей лаборатории ТУ-154 с последующей обработкой полученной статистики, подтвер-

дили статистическое соответствие численных характеристик ошибок управления – математического ожидания и дисперсии – математической модели реальному объекту. Это позволило доказать, что уровень безопасности посадки ОК «Буран» по критерию точности соответствует заданному, что в конечном итоге предопределило успешность полета и посадки ОК «Буран» в автоматическом режиме управления.

9.5. Выводы

Методология подтверждения выполнения требований ТЗ по вероятности успешной посадки по критерию точности может быть сформулирована следующим образом:

1. Проводится статистическое моделирование автоматической посадки в объеме $300 \div 400$ реализаций, определяются оценки математического ожидания и дисперсии ошибок управления.
2. Проводятся летные испытания в объеме ~ 60 автоматических посадок на летающей лаборатории (ЛЛ) в области подобия ОК и ЛЛ. Определяются оценки математического ожидания и дисперсии ошибок управления по результатам летных испытаний.
3. Проводится анализ статистической эквивалентности по математическому ожиданию и дисперсии характеристик математической модели и характеристик объекта. Подтверждается достоверность математической модели автоматической посадки. При необходимости осуществляются коррекции математической модели.
4. Выполняется полномасштабное статистическое моделирование для подтверждения требуемой вероятности успешной посадки по критерию точности $P=0,9995$ с требуемой доверительной вероятностью $P_{\text{дов}}=0,95$ с использованием математической модели этого режима, характеристики которой подобны характеристикам реального объекта.

Минимальный объем, достаточный для подтверждения заданной вероятности, составляет ~ 6000 реализаций при условии 100% их успешности.

10. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ НА УЧАСТКЕ ПОСАДКИ

10.1. Отработка программно-алгоритмического обеспечения на стендах головных предприятий

Этапность и полнота проверок функциональной работы программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) системы управления движением и навигации на участке посадки (СУДН(П)) в рамках комплексной отработки СУ ОК «Буран» на стендах головных предприятий определялась составом штатного программного обеспечения, задействованного на стендах, и наличием реальной аппаратуры и оборудования.

Комплексный стенд (КС) НПО АП

КС обеспечивал комплексную статическую отработку аппаратно-программного взаимодействия БЦВК с информационными датчиками и исполнительными органами СУ, в том числе взаимодействие ПАО СУДН(П) с подсистемами посадки (РДС, РМС, РВБ, РВМ, СВСП) в режимах предстартовой подготовки, орбитального (перед началом спуска) контроля и полета.

На стенде проводились следующие испытания ПАО:

- взаимодействие с общим диспетчером;
- взаимодействие с директивной исполнительной логикой (ДИЛ);
- взаимодействие с ПО телеметрической информации.

Автоматизированный цифровой комплекс (АЦК) НПО АП

АЦК обеспечивал испытания ПАО СУ в режиме полунатурного моделирования (штатный БЦВК, математические модели информационных датчиков и исполнительных органов) в замкнутом динамическом контуре на траекториях спуска и посадки ОК; в части ПАО СУДН(П): по навигации начиная с $H=100$ км, по управлению и угловой стабилизации – начиная с $H=20$ км, включая точку передачи

управления, по участкам предпосадочного маневрирования, захода на посадку, посадки и пробег по ВПП до останова.

Полноразмерный стенд оборудования (ПРСО) НПО «Молния»

ПРСО обеспечивал комплексную проверку ПО СУДН(П) в составе СУ с реальными рулевыми системами и фрагментами реального бортового оборудования в режимах автоматического и ручного управления.

На данном стенде проводились проверки:

- взаимодействия с системой отображения информации и органами ручного управления аэродинамическими поверхностями с реальными рулевыми системами;
- обработки информации от радиотехнических систем посадки и СВСП;
- комплексной обработки информации (формирование выходной навигационной информации);
- формирования воздушно-скоростных параметров;
- формирования признаков достоверности информации;
- управления движением на участке «ПМ–ЗП–Пробег», включая этап передачи управления на $H = 20$ км;
- обеспечения устойчивости движения ОК на участках ПМ, ЗП, «Пробег»;
- ограничения скорости изменения управляющих сигналов на рулевые системы;
- фиксации первого отказа РДС, РВБ, РВМ, РМС, ДУС, ГС, РС;
- фиксации второго отказа и обеспечения работоспособности в трактах управления при отказах ГС, РС, РДС.

Стенд-макет электроаналога орбитального корабля – комплексный стенд (ОК-КС) НПО «Энергия»

Стенд ОК-КС был оснащен штатным комплектом бортовых систем и оборудования и являлся электрически действующим аналогом ОК «Буран». На стенде ОК-КС производились:

- проверка работоспособности и взаимодействия бортовых систем;
- отработка ПМО управления бортовыми системами (взаимодействие с общим диспетчером, взаимодействие с ДИЛ, взаимодействие с ПО телеметрической информации);
- проверка радиочастотной и электромагнитной совместимости и помехозащищенности бортовых систем;
- проверка полярности исполнительных органов.

Стенд ОК-КС сопровождал подготовку и полет орбитального корабля «Буран» 15 ноября 1988 года.

Комплексный моделирующий стенд (КМС) НПО «Энергия»

КМС представлял собой творческое развитие и взаимосочетание таких стендов, как АЦК и ОК-КС и предназначался для моделирования полета ОК от старта до приземления и пробеге по ВПП с максимальным использованием не только математических моделей, но и штатной бортовой аппаратуры. К моменту первого полета ОК он не был полностью введен в строй, данные с КМС использовались фрагментарно, в том числе для тренировок персонала ЦУП.

10.2. Проведение летных испытаний по отработке системы управления движением и навигации на участке посадки

Летные испытания по отработке СУДН(П) проходили в несколько этапов.

На первом этапе было выполнено 628 полетов по 16 программам:

- определены области подобия, адекватные ОК до высоты $50 \div 40$ м по параметрам короткопериодического и длиннопериодического движения;
- отработаны алгоритмы системы устойчивости и управляемости на режимах полета орбитального корабля до высоты $4000 \div 0$ м;
- выполнена тренировка экипажей.

Для первого этапа летных испытаний была использована летающая лаборатория (ЛЛ) на базе самолета ТУ-154 с составом оборудо-

вания: штатное левое рабочее место и правое рабочее место с экспериментальной системой управления, состоящей из:

- системы изменения устойчивости и управляемости для имитации в полете самолетом ТУ-154 аэродинамических характеристик орбитального корабля «Буран»;
- системы дистанционного управления (СДУ-1), четырехкратно резервированной с датчиками первичной информации;
- системы дистанционного управления интерцепторами (ДУИ-2М).

На **втором этапе** были выполнены следующие работы:

- отработаны алгоритмы ПОИ и КОИ на участке захода на посадку с реальной радиотехнической обстановкой на аэродроме «Раменское» и взаимодействие с системой «Вымпел-Н»;
- отработаны алгоритмы и программное обеспечение на штатных траекториях полета ОК в ручных и автоматических режимах до касания ВПП;
- выполнен тренировочный полет по программе первого вылета БТС-002;
- выполнены тренировочные полеты экипажей по штатным траекториям БТС-002 ($H \leq 4$ км) до касания;
- отработаны начальные условия входа в ключевую точку при взаимодействии с пунктом управления летным экспериментом (ПУЛЭ) ($\Delta Z = \pm 500$ м и $\Delta H = \pm 500$ м).

Для второго этапа летных испытаний была использована ЛЛ на базе самолета ТУ-154 со следующим составом оборудования: левое рабочее место – штатное и правое рабочее место, оснащенное:

- системой управления (СУ-35) для состава оборудования ЛЛ;
- системой воздушно-скоростных параметров калибровочной;
- аппаратурой сопряжения с аэродинамическими органами самолета;
- штатным программным обеспечением ПО СУДН(П) (участок $4000 \div 0$ м);

– штатными комплектами радиотехнической аппаратуры РВМ, РВБ, «Вымпел».

Всего было выполнено: 21 программа, 167 полетов, 201 автоматический заход на посадку.

Третьим этапом были летные испытания БТС-002.

Состав оборудования:

- штатный планер;
- штатная гидросистема и рулевые системы;
- штатное программное обеспечение ПО СУДН(П);
- дополнительные воздушно-реактивные двигатели для обеспечения взлета, набора высоты, входа в ключевую точку;
- штатные бортовые средства «Вымпел-Н», РВБ, РВМ;
- штатная СВСП (СВСП-К на 1 этапе).

Задачи проведения летных испытаний БТС-002 были следующие:

- подтверждение выданных летно-технических характеристик в диапазоне скоростных напоров, развиваемых БТС-002;
- отработка алгоритмов и программного обеспечения в ручных режимах;
- отработка алгоритмов и ПО СУДН(П) в автоматических режимах полета до останова на ВПП с седьмой натурной работы (см. разд. 3);
- отработка начальных условий входа в ключевую точку на $H = 4$ км с разбросом начальных условий.

Полеты выполнены 3 экипажами: И.П. Волк и Р.А.А. Станкявичус; А.С. Левченко и А.В. Щукин; И.И. Бачурин и А.С. Бородай.

Всего было выполнено 24 полета по 2 программам, из них 17 автоматических посадок, 9 – до полного останова.

По результатам испытаний выдано заключение для первой натурной работы о работоспособности алгоритмов и ПО в диапазоне $H \leq 4$ км.

На **четвертом этапе** были выполнены следующие задачи:

- отработаны алгоритмы и ПО СУДН(П) на штатных траекториях с $H \leq 10$ км на аэродромах «Раменское» и «Юбилейный» в автоматическом и ручном режимах;
- подтверждены точностные характеристики РТС(П) при взаимодействии со штатными наземными средствами на посадочном комплексе ОК, и выдано заключение о допуске к первой натурной работе ОК «Буран» радиотехнических средств «Вымпел-Н»;
- подтверждена правильность работы алгоритмов ПОИ РТС(П) и КОИ при взаимодействии с реальной радиотехнической обстановкой аэродрома «Юбилейный»;
- отработано взаимодействие с самолетами сопровождения;
- выполнены полеты по статистике: суммарно с самолетом ТУ-154 – 128 посадок до касания.

Работы четвертого этапа осуществлялись на базе летающей лаборатории ТУ-154. Состав бортового оборудования и ПО СУДН(П) обеспечивал возможность проведения полетов в режиме «автомат» с высоты $H=10$ км.

11. РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ НА УЧАСТКЕ ПОСАДКИ

15.11.1988 г.

Контроль за проведением проверок систем управления полетом на участке посадки ОК «Буран» при подготовке к пуску осуществлялся одновременно региональной группой управления полетом (РГУП, Байконур) и главной оперативной группой управления (ГОГУ) в Центре управления полетом (ЦУП) (ЦНИИмаш г. Королев) – Приоритет в принятии решения о пуске принадлежал специалистам и Госкомиссии, находившимся на Байконуре. Специалисты ЦУП работали в режиме поддержки специалистов Байконура и анализа данных телеметрической информации (ТМИ).

На Байконуре операторы РКК «Энергия» контролировали проведение подготовки к пуску непосредственно по шестнадцатеричной информации, поступающей на экраны дисплеев с АИК.

При проведении подготовки к спуску в РГУП информация не поступала. Весь контроль за проведением подготовкой к спуску ОК производили операторы ЦУП по соответствующим формулярам.

В режимах подготовки к пуску ОК «Буран» и подготовки его к посадке специалисты МОКБ «Марс» и смежных предприятий производили контроль СВСП, РВБ, РВМ, РМС, РСБН, РДС по экранам рабочих мест, на которые выводилась вторично обработанная информация в десятиричной форме. Был разработан алгоритм принятия решения о продолжении работ в режимах подготовки к пуску и подготовки к спуску (см. рис. 11.1).

На рисунке обозначено:

СР – спутник-ретранслятор; АИК – автоматизированный испытательный комплекс; ПК ОК – посадочный комплекс; УРМ – универсальное рабочее место (РМ); СРГА – сменный руководитель группы анализа; СРГК – сменный руководитель группы контроля.

В обеспечение выполнения натурной работы полета орбитального корабля «Буран» для специалистов МОКБ «Марс» были созданы ра-

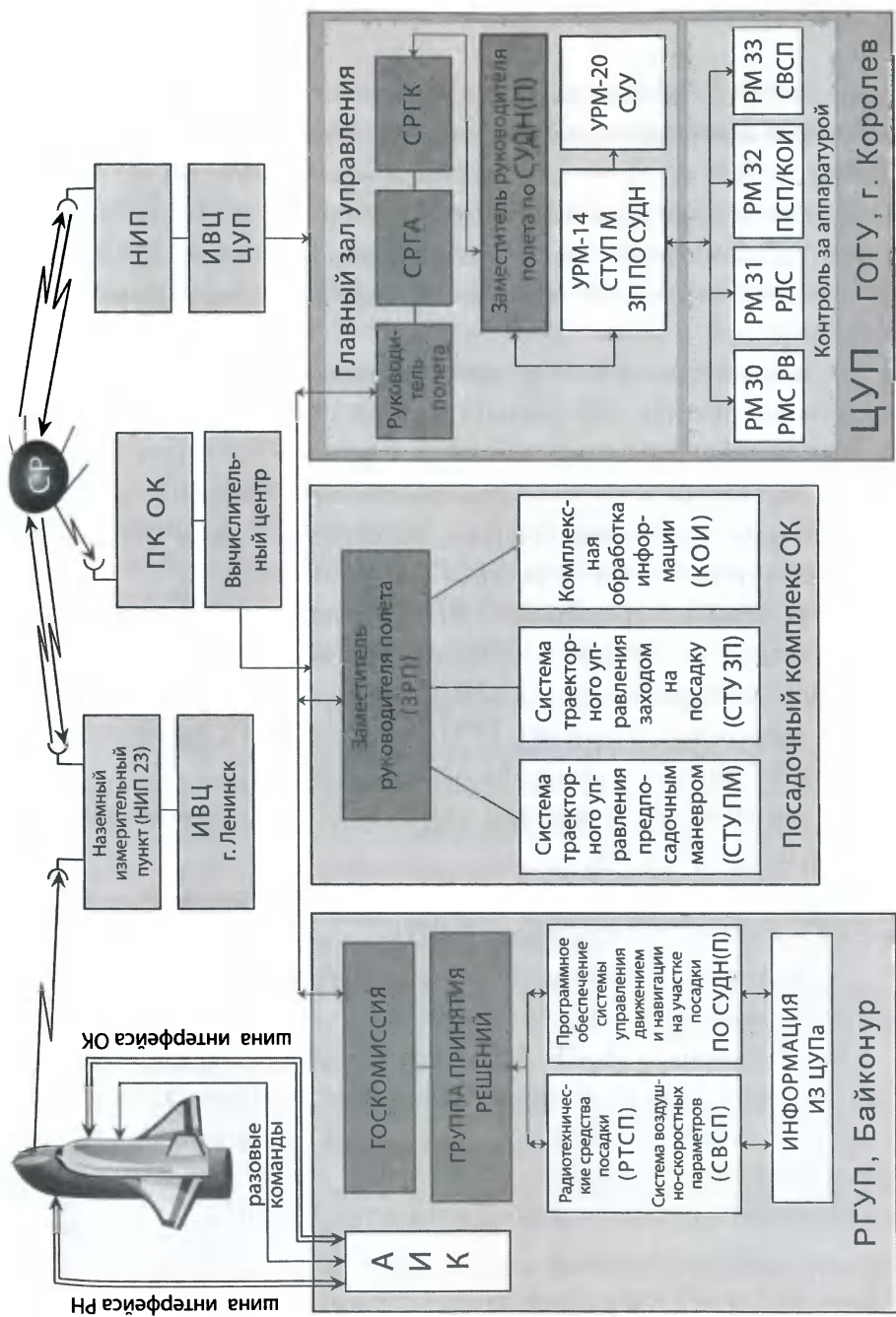


Рис. 11.1. Структура управления и контроля полета ОК «Буря» на участке спуска от 20 до 0 км

бочие места в Главном зале Центра управления полетом ЦНИИмаш* и в здании диспетчерского пункта управления полетом в г. Ленинске (Байконур)**.

Основные задачи, выполненные специалистами МОКБ «Марс»:

- контроль и оценка параметров движения ОК с высоты $H = 20$ км до останова с выдачей рекомендаций (при необходимости) в процессе спуска;
- оценка технического состояния бортовых систем и математического обеспечения орбитального корабля, разработанных и курируемых МОКБ «Марс»;
- контроль наличия в ГОГУ документации МОКБ «Марс».

При подготовке специалистов к выполнению полета ОК были проведены тренировки в составе ГОГУ и РГУП:

- автономные тренировки ГОГУ, совмещенные с проверкой ввода управляющих воздействий, полученных на КМС, и проверка полетного задания, введенного на КМС;
- автономные тренировки РГУП, совмещенные с полетами летающих лабораторий и самолетов сопровождения;
- комплексные тренировки ГОГУ и РГУП с привлечением средств НКУ, ПИК и ЛЛ;
- комплексная генеральная тренировка (проверка набора готовностей и комплексная тренировка ГОГУ);
- организация взаимодействия с информацией и средствами связи на участке полета $H \leq 20 \div 0$ км.

Все специалисты МОКБ «Марс» прошли аттестацию для работы. Рабочие места были оборудованы цифровыми и графическими дисплеями, на которых отображалась графическая и цифровая информация о движении ОК «Буран» с $H = 20$ км и параметрах состояния исправности бортовой и наземной аппаратуры СУДН(П).

* В составе главной оперативной группы управления – ГОГУ.

** В составе региональной группы управления полетом – РГУП.

Структура рабочих мест МОКБ «Марс» показана на рис. 11.1.

Для получения необходимой информации на всей траектории полета ОК «Буран» в реальном масштабе времени для Центра управления полетом в г. Королев были задействованы спутники связи: «Горизонт», «Экспресс», «Молния», «Луч»; корабельные пункты приема и передачи на кораблях: «Маршал Неделин», «Космонавт Георгий Добровольский», «Космонавт Павел Беляев», «Космонавт Владислав Волков»; восемь наземных пунктов приема и передачи информации (см. рис. форзац 2).

В состав ЦУП входили: информационно-вычислительный комплекс (ИВК), коллективные и индивидуальные средства отображения всех видов полетной информации. ИВК являлся глубоко резервированной многоуровневой распределенной вычислительной системой и состоял из телеметрического (ТМ ИВК), баллистического (БИВК) и командного (КИВК) вычислительных комплексов.

Работа информационной системы

На этапе предстартовой подготовки подсистемы посадки РВБ, РВМ, РДС, РМС, СВСП функционировали нормально в соответствии с циклограммой функциональных трактов посадочных систем, по результатам автоматического контроля были выданы матрицы технического состояния подсистем – «норма». Включение подсистем П после старта на участке выведения прошло штатно.

На этапе орбитального контроля получены матрицы технического состояния (МТС) всех подсистем – «норма», за исключением МТС СВСП – «нет резерва».

Выдача МТС СВСП – «нет резерва» объясняется особенностями работы датчиков СВСП в глубоком вакууме.

Вхождение в связь подсистемы РДС с наземными РД началось на высоте $H \approx 45$ км и закончилось к 42 км.

Захват текущей высоты комплектами РВБ прошел через 1–2 с после перевода подсистемы РВБ в режим «Работа» на высоте 25 км.

Формирование воздушно-скоростных параметров подсистемой СВСП с признаком достоверности обеспечилось с первого цикла работы БВК в режиме РУ-705.

Прием сигналов КРМ и ГРМ подсистемой РМС начался на высоте 6,2 км. Захват текущей высоты аппаратурой РВМ произошел на высоте 1000 м.

Предварительная и комплексная обработка информации

Анализ работы алгоритмов ПКОИ проводился на участках спуска, посадки и пробеге по ВПП в диапазоне высот от 47 км до 0. Начало коррекции ИНС от РДС было зафиксировано на $H=43$ км. Начальные значения невязок составили: $\Delta X=5959$ м, $\Delta Y=3502$ м, $\Delta Z=5373$ м. Тройки РНД выбирались в соответствии с заложенной логикой. Признаки достоверности координат X, Z установились на $H=42$ км и не снимались до конца полета.

Начиная с $H=25$ км и до формирования признака коррекции ИНС от РМС коррекция вертикального канала начала осуществляться по данным РВБ. На высоте $H=5$ км ОК вошел в зону действия системы РМС, после формирования ПР.РЕЖ=1 величина невязок в координатах X, Y, Z составила в этот момент соответственно: 19, 9, 92 м.

Все корректирующие средства до останова в конце ВПП работали нормально.

Коррекция ИНС по всем трем каналам происходила непрерывно без сбоев. Точность формируемых алгоритмами КОИ параметров соответствовала требованиям, принятым для автоматического управления.

Алгоритмы и программное обеспечение ПКОИ функционировали нормально и обеспечили формирование навигационной информации на участках спуска, посадки и пробеге на ВПП с точностью, обеспечившей выполнение автоматической посадки.

Траекторное управление на участке ПМ

Передача управления с алгоритмов участка «Спуск» на алгоритмы участка «Посадка» произведена при следующих значениях параметров:

$$H_{\text{МВ}} = 19946,63 \text{ м};$$

$$X_g = 17125,5 \text{ м}; \quad \psi_{\Pi} = 149,89^\circ;$$

$$Z_g = 2077,03 \text{ м}; \quad M = 1,736;$$

$$V_{\text{к}} = 537 \text{ км/ч}; \quad q = 1220,75 \text{ кг/м}^2;$$

$$\Theta = -7,9^\circ; \quad \gamma = 9,22^\circ,$$

соответствующих приведению ОК в преимущественную область восточного цилиндра рассеивания энергии (ЦРЭ). Указанные значения параметров X_g , Z_g , ψ_{Π} определяют расстояние по касательной (южной) к ЦРЭ $L_{\text{кас}} = 33,9$ км и угловое рассогласование между вектором $V_{\text{к}}$ и касательной к ЦРЭ $\Delta\psi_{\text{кас}} = -9,7^\circ$. Таким образом, параметры $L_{\text{кас}}$, $\Delta\psi_{\text{кас}}$, $V_{\text{к}}$, Θ , $H_{\text{МВ}}$ в момент передачи управления соответствовали принятым для расчетов.

Боковой канал управления

В соответствии с функционированием ПО СУДН(П) в течение $\sim 1,5$ с после передачи управления сформировалась опорная траектория (ОТ) без отворота, состоящая из участков: доворота по программной спирали в направлении увеличения угла поворота траектории, касательной к «северному» цилиндру коррекции курса ЦКК, начинающейся в точке $X_E \approx -3696,63$ м, $Z_E \approx 2028,28$ м; дуги ЦКК $\approx 229,2^\circ$ и «финишной» прямой длиной 442 м. Процесс управления на участке «Посадка» протекал в условиях действия существенного струйного ветра.

Построенная в ходе работы «Полного прогноза» опорная траектория содержит спиральный участок, определяющий отрицательный знак угла крена ОК. Дополнительное воздействие струйного ветра большой интенсивности обусловило непрерывное увеличение бокового отклонения Δd от опорной траектории и в конце спирального участка $\Delta d = -2997$ м. В результате был выработан признак желательной смены ОТ. Однако смена ОТ не реализовалась ввиду неудовлетворительного энергетического показателя траектории, построенной в результате работы «короткого» прогноза. Большое значение кине-

матической скорости V_K для отслеживания окружности с $R = 6000$ м и противодействие струйного ветра обусловили выход угла крена на ограничение и достижение бокового отклонения от ОТ на $d > 1860$ м. Дальнейшее движение по окружности ЦКК сопровождалось низкочастотными колебаниями ОК $f = 0,066$ Гц по $\gamma_{\text{зад}}$ и $\gamma_{\text{тек}}$.

Прохождение ключевой точки произошло с параметрами:

$$X_g = -14458 \text{ м}; Z_g = 3,92 \text{ м}; \psi_{\Pi} = -0,39^\circ;$$

$$\gamma = -0,36^\circ; \omega_x = -0,6 \text{ }^\circ/\text{с}.$$

Продольный канал управления

В начале участка ПМ оценка заданной высоты полета по ОТ превышала истинную высоту на величину $\Delta H = 520$ м. Однако наличие сильной тенденции к устранению избытка высоты привело к выработке управляющего сигнала $\Delta n_y^{\text{зад}} = \Delta n_{y\text{max}}^{\text{зад}} = -0,3$. В целом на спиральном участке программная траектория в вертикальной плоскости отслеживалась с высокой точностью: $|\Delta H| \leq 100$ м.

Точность приведения ОК к началу захода на посадку составила $\Delta H_K = 7,0$ м. На участке терминального управления имело место кратковременное (на $\Delta t = 3$ с) переключение на режим регулирования нижней программной границы скоростного напора. Изменение скоростного напора по траектории происходило в узком диапазоне $786 \text{ кг/м}^2 \leq q \leq 1220 \text{ кг/м}^2$. Максимальное значение q имело место в начальной точке участка ПМ, а минимальное – в трансзвуковой области полета. Отмечался слабоколебательный характер изменения угла наклона траектории.

В точке передачи управления на алгоритмы захода на посадку значение $\Theta_K = -17,7^\circ$. Воздушный тормоз реализовал динамичное регулирование истинной скорости в условиях воздействия попутно-встречных ветровых возмущений. В результате было обеспечено приведение ОК к началу участка захода на посадку со скоростью $V_{\text{истк}} = 169 \text{ м/с}$.

В процессе испытательного полета ОК на участке ПМ были выполнены ограничения по изменению заданных параметров полета:

- по скоростному напору $786 \text{ кг/м}^2 \leq q \leq 1220 \text{ кг/м}^2$;
- по нормальной перегрузке $0,8 \leq n_y \leq 1,64$;
- по углу атаки $4,67^\circ \leq \alpha \leq 15,5^\circ$.

В момент передачи управления в режим ЗП были реализованы следующие значения траекторных и воздушно-скоростных параметров:

$H_{\text{МВ}} = 4040,7 \text{ м};$	$\Delta H = 290,9 \text{ м};$
$X_g = -14312,3 \text{ м};$	$УС = 7,21^\circ;$
$Z_g = 4,69 \text{ м};$	$V_{\text{ист}} = 477,5 \text{ км/ч};$
$\Theta = -17,77^\circ;$	$\Delta V_{\text{пр}} = -30 \text{ км/ч};$
$\psi_{\text{П}} = 359,71^\circ;$	$V_{\text{пр}} = 494,5 \text{ км/ч};$
$\gamma = 1,36^\circ;$	$V_z = 0,91 \text{ м/с};$

что полностью соответствовало расчетной точности приведения.

Смена режимов во всех каналах была осуществлена штатно в соответствии с реализованной в ПО СУДН(П) логикой функционирования алгоритмов.

Управление на участке захода на посадку и пробег

Включение режима автоматического управления выполнялось после пролета ключевой точки ($X_g \geq -14458 \text{ м}$). Параметры ТМИ:

$X_g = -14312,3 \text{ м};$	$V_{\text{пр}} = 494,5 \text{ км/ч};$
$H_{\text{МВ}} = 4040,7 \text{ м};$	$V_{\text{пут}} = 132,63 \text{ м/с};$
$Z_g = 4,69 \text{ м};$	$\Delta V_{\text{пр}} = -30 \text{ км/ч};$
$\Theta = -17,77^\circ;$	$V_z = 0,91 \text{ м/с};$
$\Delta H = 290,9 \text{ м};$	$V_y = -42,9 \text{ м/с};$
$\gamma = 1,36^\circ;$	$УС = 7,21^\circ.$

Параметры продольного движения лежат в области желаемой точности приведения.

Вес орбитального корабля при заходе на посадку составлял $G \approx 81,204$ т, что привело к значению заданного угла наклона крутой глissады $\Theta_{\text{зад к.г.}} = -19,2^\circ$.

В процессе режима захода на посадку и посадки действовали встречная составляющая ветра $W_{\text{вст}} \approx -12 \div -19$ м/с и боковая составляющая ветра $W_z = 5 \div 7$ м/с, что вызывало незначительные отклонения от заданной траектории как в продольном, так и в боковом канале. Динамика процесса выхода ОК на заданное значение приборной скорости определилась траекторией движения в вертикальной плоскости при выходе на крутую глissаду, что привело к перерегулированию по скорости $\Delta V_{\text{пр}} = 60$ км/ч. При этом максимальное значение $V_{\text{пр max}} = 584,05$ км/ч на высоте $H = 3000$ м. Вход ОК в трубку точно-сти выдерживания $V_{\text{пр зад.}} (|\Delta V_{\text{пр}}| \leq 36 \text{ км/ч})$ осуществился за $t \sim 25$ с и закончился на высоте $H = 2700$ м и дальности $X = -9000$ м. На участке движения по «крутой» глissаде ошибки стабилизации скорости не превышали величины $|\Delta V_{\text{пр}}| < 10$ км/ч. Выпуск шасси с высоты $H < 700$ м не оказал существенного влияния на качество стабилизации $V_{\text{пр зад.}}$

Процесс первого выравнивания характеризовался незначительной немонотонностью по параметрам (V_y, ϑ) , что связано с действием ветровых возмущений.

Второе выравнивание началось позже расчетного ($X_{\text{расч}} = -2380$ м), что связано с рассогласованием параметров H_p и $H_{\text{МВ}}$ ($\Delta H \approx 7$ м), а также с влиянием ветровых возмущений. Изменение параметров движения в процессе 2-го выравнивания имело устойчивый апериодический характер. Длительность режима составляла 7,5 с.

На момент физического касания пневматиков колес левой основной стойки шасси параметры движения имели вид, близкий к номинальным значениям:

$$\begin{array}{lll} X_g = -1570 \text{ м;} & \vartheta = 10,4^\circ; & \alpha = 8,9^\circ; \\ H_p = -0,6 \text{ м/с;} & Z = 6,93 \text{ м;} & V_z = -0,03 \text{ м/с;} \end{array}$$

$$\gamma = 0,6^\circ;$$

$$УС = 4,3^\circ;$$

$$V_{\text{пр}} = 312 \text{ км/ч};$$

$$V_{\text{пут}} = 267 \text{ км/ч}.$$

Продольное и боковое управляемое движение ОК на участках захода на посадку и посадки удовлетворяло требованиям по динамике и точности, предъявляемым к системе автоматического управления.

Управление на участке пробега

Управление орбитальным кораблем на участке пробега началось по первому обжатию левой основной стойки шасси. По одновременному разжатию обеих основных стоек шасси через пять секунд последовало формирование программной зависимости опускания передней стойки шасси $\omega_{\text{min}}^{\text{зад}} = -2^\circ/\text{с}$. Обжатие носовой стойки шасси произошло через 10,6 с, при этом $V_{\text{ккас пк}} = 60 \text{ м/с}$, значение угловой скорости $\omega_{\text{Зкас}} = -3,2^\circ/\text{с}$.

Останов ОК на ВПП произошел через 41,8 с после формирования команды «Признак обжатия» шасси: $H_{\text{ост}} = 90 \text{ м}$, $Z_{\text{ост}} = -3,1 \text{ м}$, $\vartheta_{\text{ост}} = -2,5^\circ$, дистанция пробега 1620 м. Максимальное боковое отклонение $Z_{\text{max}} = -5,8 \text{ м}$, максимальный угол крена $\gamma_{\text{max}} = 2,9^\circ$. Путевое движение ОК на пробеге по угловой скорости ω_y представляет собой затухающие колебания с высокочастотной составляющей $f = 0,4 \div 0,5 \text{ Гц}$, максимальная амплитуда $\omega_y = 1^\circ/\text{с}$.

Продольное и боковое управление движением ОК на участке пробега полностью удовлетворяло требованиям по динамике и точности, предъявляемым к системе автоматического управления.

Динамика короткопериодического движения

Продольное движение

Продольное короткопериодическое движение устойчиво. Отсутствие забросов по перегрузке n_y при отработке команды $\Delta n_y^{\text{зад}}$ свидетельствовало о достаточных запасах устойчивости по низкочастотной границе во всем диапазоне режимов участка «Посадка». Наличие вы-

сокочастотной составляющей ($f = 0,83$ Гц) в сигналах n_y и σ_B в окрестности точки $M \approx 0,9$ свидетельствовало об уменьшении запасов устойчивости по высокочастотной границе в канале руля высоты, что связано со скачкообразным изменением эффективности элевонных на этом режиме. Умеренная величина амплитуды высокочастотной составляющей в сигнале на руль высоты ($\Delta\sigma_B \leq 2,5^\circ$) позволила сделать вывод о приемлемой величине располагаемого запаса устойчивости по амплитуде.

Качество обработки команды управления соответствовало заданному:

- практически отсутствовали забросы по перегрузке при обработке команды $\Delta n_y^{\text{зад}}$;
- орбитальный корабль «следил за командой» с запаздыванием $\Delta t \approx (1,2 \div 1,5)$ с, что свидетельствовало о высоком быстродействии внутреннего контура;
- точность обработки заданной команды $\Delta n_y \leq 0,1$.

Диапазоны изменения руля высоты, угла атаки, угловой скорости тангажа и перегрузки имели значения:

$$\begin{aligned} \delta_B &\approx -7,5^\circ \div 10^\circ; & \alpha &\approx 3^\circ \div 15,5^\circ; \\ \omega_z &\approx -2,5^\circ/\text{с} \div 7,5^\circ/\text{с}; & n_y &\approx -0,5 \div 2,08. \end{aligned}$$

Возмущения по управляющему сигналу в основном имели место на участках сопряжения алгоритмов траекторного управления ($H = 20$ и $H = 4$ км) и в трансзвуковой области ($M \approx 0,9$).

Используемые в СУУ параметры СВСП (M , q , ν) изменялись плавно, без скачков, что обеспечивало плавное изменение настроек коэффициентов внутреннего контура.

Боковое движение

Боковое движение орбитального корабля на траектории было устойчивым как в канале крена, так и в канале рысканья. На большей части траектории командный сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ обрабатывается монотонно,

практически без забросов, с точностью $|\Delta\gamma^{\text{уст}}| \leq 1,5^\circ$. При этом запаздывание по крену при отработке $\gamma_{\text{зад}}$ составило $\Delta t < 2 \div 2,5$ с. Колебательный характер переходные процессы имели на участке переключения с алгоритмов спуска на алгоритмы предпосадочного маневра ($M=1,75$) и участка трансзвуковой области ($M=0,9$).

Диапазон изменения параметров бокового движения и управляющих рулевых поверхностей:

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{РН}} &= \pm 3^\circ; & \sigma_{\text{ЭЛ}} &= \pm 2^\circ \div -3^\circ; \\ \omega_x &= \pm 12 \div -9 \text{ }^\circ/\text{с}; & \gamma &= \pm 50^\circ.\end{aligned}$$

Функционирование алгоритмов системной логики

В полете ОК 15.11.1988 года алгоритмы системной логики выполнили следующие функции:

- включили автоматические режимы управления;
- сформировали команды для управления структурой БПД СУУ;
- сформировали логические переменные блока программ и данных СТУ СЛ.

Анализ телеметрической информации в части выполнения функций системной логики показал:

- сформирован «Признак участка посадки» (П);
- сформированы признаки интегральной исправности автоматического режима (ИА) в продольном канале (ИАп), в боковом канале (ИАб), канале скорости воздушного тормоза (ИАвт);
- сформированы признаки переключения структуры в продольном канале (КУ).

В соответствии с программой полета на высоте $H=20$ км включился в работу БПД СТУ СЛ, был сформирован признак «Посадка» и построена опорная траектория. По окончании «Полного прогноза» началось отслеживание опорной траектории, сформировался признак участка, соответствующий участку «Предпосадочное маневрирова-

ние» и признаки автоматического режима управления в продольном и боковом каналах. На высоте $H_{\text{МВ}} = 4040$ м и $X_g = -14312$ м в соответствии с алгоритмами СЛ был сформирован признак, соответствующий участку «Заход на посадку». На высоте $H_p = 17,21$ м и $X_g = -2071,5$ м был выработан признак перехода СТУ на участок 2-го выравнивания и выдача команды на переключение структуры СУУ. Переключение на структуру СТУ, соответствующую участку пробега, произошло на 33 882 секунде полета при $X_g = -1487$ м и $Z = 5,86$ м.

Программное обеспечение ПО СУДН(П) в части системной логики выполнило все функции, возложенные на него.

Выводы

Алгоритмическое и программное обеспечение системы управления движением и навигации участка посадки ОК «Буран» во время летных испытаний 15.11.1988 года обеспечило выполнение задач навигации и автоматического управления движением орбитального корабля на участке посадки с высоты $H = 20$ км до останова на ВПП с техническими характеристиками, удовлетворяющими «Техническому заданию на разработку комплекса систем управления составными частями многофазовой космической системы».

На воздушном участке посадки и пробега на ВПП параметры движения: вертикальная перегрузка, угол атаки, скоростной напор и боковое отклонение при движении по ВПП – не превысили заданных ограничений для орбитального корабля.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В монографии впервые изложены материалы по проектированию интеллектуальной системы управления орбитальным кораблем «Буран» на участке аэродинамического спуска и посадки.

В книге рассмотрены концептуальные основы и этапы создания и отработки программно-алгоритмического обеспечения системы управления движением и навигации. Описан процесс разработки алгоритмов СУДН на всех этапах полета, начиная с высоты 20 км. Особое внимание уделено траекторному управлению на участках «Спуск» и «Посадка», выбору требуемых условий для передачи управления с одного участка на последующий. Детально рассмотрены алгоритмы системы устойчивости и управляемости орбитального корабля. Описана маршрутная технология создания и отработки программного обеспечения СУДН(П), его структурирование и сертификация, а также отработка на стендах математического моделирования, полноразмерном стенде оборудования, летных испытаниях на летающих лабораториях ТУ-154, самолете-аналоге БТС-002 и функционирование СУДН(П) в первом полете орбитального корабля «Буран».

Во время создания системы управления движением и навигации на участке аэродинамического спуска и посадки, подготовки к пуску и пуска орбитального корабля «Буран» МОКБ «Марс» тесно сотрудничало с предприятиями, которые участвовали в разработке многогранной транспортной космической системы «Энергия – Буран»:

НПО «Молния» – ведущее предприятие по созданию ОК «Буран»;

НПО «Энергия» им. С.П. Королева – ведущее предприятие по созданию системы «Энергия – Буран»;

НПО АП им. Н.А. Пилюгина – создатель бортового цифрового вычислительного комплекса управления орбитальным кораблем;

ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского – совместная работа по уточнению аэродинамических характеристик и алгоритмов управления на участке аэродинамического спуска и посадки;

ЭМЗ им. В.М. Мясничева – совместное проведение летных испытаний СУДН(П) на аналоге ОК «Буран» – БТС-002;

ЛИИ им. М.М. Громова – совместное проведение летных испытаний и отработки СУДН(П) в режиме автоматической посадки на ЛЛ ТУ-154, БТС-002;

ВНИИРА – разработка радиотехнической системы навигации и посадки (РДС, РМС), совместная отработка радиотехнического комплекса «Вымпел» в процессе летных испытаний на аэродромах «Раменское» и «Юбилейный»;

УПКБ «Деталь» – разработка радиовысотомеров РВБ, РВМ, комплексная отработка РВ в составе системы управления;

МПКБ «Восход» – разработка системы воздушно-скоростных параметров, отработка аппаратуры и ПО СВСП на стендах и в летных испытаниях;

ИПМ им. М.В. Келдыша – совместные работы по верификации программно-алгоритмического обеспечения СУДН(П).

Монография написана коллективом авторов: Андреев В.П. (раздел 10), Бонк Р.И. (введение, разделы 10, 11), Бровкин А.Г. (разделы 1, 2), Дубинкин И.М. (разделы 7, 9), Кербер О.Б. (раздел 5), Ковальский В.С. (раздел 3), Кособоков В.Н. (раздел 8), Орлова Е.Д. (раздел 3), Павлов В.В. (раздел 2), Поливанов Ю.А. (раздел 6), Попов Б.Н. (заключение), Руденко Т.Н. (раздел 4), Сыров А.С. (раздел 1), Тарасов В.И. (раздел 8).

Авторы благодарят Чащина В.А., Качалову Е.Э. и Кособокову Т.В. за помощь в подготовке и редактировании рукописи.

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АДХ – аэродинамические характеристики.

АЗП и П – автоматический заход на посадку и посадка.

АИК – автоматизированный испытательный комплекс.

АКС – акселерометр.

АЦК – автоматизированный цифровой комплекс.

АЦПУ – алфавитно-цифровое печатающее устройство.

БВК – бортовой вычислительный комплекс.

БИСК – базовая инерциальная система координат.

БКУ – бортовой комплекс управления.

БПД – блок программ и данных.

БПО – бортовое программное обеспечение.

БТС-002 – большегрузный транспортный самолет – аналог орбитального корабля «Буран».

БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс.

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина.

БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система.

БЩ – балансировочный щиток.

ВНИИРА – Всесоюзный научно-исследовательский институт радиоаппаратуры (в наст. время ОАО «ВНИИРА»).

ВПК – военно-промышленная комиссия при СМ СССР.

ВПП – взлетно-посадочная полоса.

ВСУ – верхний системный уровень.

ВТ – воздушный тормоз.

ВТИ – внешнетраекторная информация.

«Вымпел» – комплекс радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением.

ГЛИ – горизонтальные летные испытания.

ГОГУ – главная оперативная группа управления.

ГосНИИ ГА – Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации.

ГРМ – глиссадный радиомаяк.

ГС – гидравлическая система.

- ГСП – гиросtabilизированная платформа.
- ДИЛ – директивная исполнительная логика.
- ДПИ – датчик первичной информации.
- ДУС – датчик угловой скорости.
- ЖАКС – жестко закрепленный акселерометр.
- ЗП – заход на посадку.
- ИВК – информационно-вычислительный комплекс.
- ИМХ – инерционно-массовые характеристики.
- ИНС – инерциальная навигационная система.
- ИПМ – Институт прикладной математики (в наст. время – ИПМ им. М.В. Келдыша РАН).
- ИПО – имитационное программное обеспечение.
- ИСК – инерциальная система координат.
- КВВ – канал ввода-вывода.
- КИ – комплексные испытания.
- КИК – контрольно-испытательный комплекс.
- КМС – комплексный моделирующий стенд.
- КОИ – комплексная обработка информации.
- КРМ – курсовой радиомаяк.
- КС – комплексный стенд.
- ЛА – летательный аппарат.
- ЛАФЧХ – логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики.
- ЛИИ – Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова.
- ЛЛ – летающая лаборатория.
- ЛОИ – лабораторные отработочные испытания.
- ЛТХ – летно-технические характеристики.
- МАП – Министерство авиационной промышленности.
- МВ – маневр возврата.
- МИХ – инерционно-массовые и центровочные характеристики.
- МИЭА – Московский институт электромеханики и автоматики.
- ММВВ – математическая модель входных воздействий.
- МОМ – Министерство общего машиностроения.

МПКБ «Восход» – Московское приборостроительное конструкторское бюро «Восход» (в наст. время ОАО «Аэроприбор-Восход»).

МТКС – многоразовая транспортная космическая система.

МТС – матрица технического состояния.

МФПУ – многофункциональный пульт управления.

НДУ – нижний динамический уровень.

НКУ – наземный комплекс управления.

НПО (РКК) «Энергия» – Научно-производственное объединение «Энергия» им. С.П. Королева.

НПО «Молния» – Научно-производственное объединение «Молния».

НПО АП – Научно-производственное объединение автоматики и приборостроения (в наст. время НПО АП им. академика Н.А. Пилюгина).

НФ – нелинейный фильтр.

ОДНС – область допустимых начальных состояний.

ОЗУ – оперативное запоминающее устройство.

ОК – орбитальный корабль.

ОЛАГА – ордена Ленина академия гражданской авиации (в наст. время Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации).

ОРНС – однопунктовая радионавигационная система.

ОТ – опорная траектория.

П – участок «Посадка».

ПАО – программно-алгоритмическое обеспечение.

ПВД – приемник воздушного давления.

ПЗУ – постоянное запоминающее устройство.

ПИК – полигонный измерительный комплекс.

ПК – программный комплекс.

ПКОИ – предварительная и комплексная обработка информации.

ПКОК – посадочный комплекс орбитального корабля.

ПКС – программный комплекс «Статистика».

ПМ – предпосадочное маневрирование;

– программный модуль.

ПМО – программно-математическое обеспечение.

ПНА – пуск с начального адреса.

- ПО – программное обеспечение.
- ПОИ – предварительная обработка информации.
- ППМ – промежуточный пункт маршрута.
- ПРСО – полноразмерный стенд оборудования.
- ПСК – посадочная система координат.
- ПСП – предстартовая подготовка.
- ПТУ – парашютная тормозная установка.
- ПУЛЭ – пункт управления летным экспериментом.
- РВБ – радиовысотомер больших высот.
- РВМ – радиовысотомер малых высот.
- РГУП – региональная группа управления полетом.
- РДС – радиодальномерная система.
- РИИГА – Рижский институт инженеров гражданской авиации.
- РМС – радиомаячная система.
- РН – ракета-носитель.
- РНД – ретранслятор навигационного дальномера.
- РНМС – радионавигационная маячная система.
- РПД – ретранслятор посадочного дальномера.
- РС – рулевые системы.
- РСНП – радиотехническая система навигации и посадки.
- РТС – радиотехническая система.
- РУ-704 – режим управления СУДН(П) ($H=100 \text{ км} \div 20 \text{ км}$).
- РУ-705 – режим управления СУДН(П) ($H=20 \text{ км} \div 0 \text{ км}$).
- С – участок «Спуск».
- САПР – системы автоматизации программирования.
- СВСП – система воздушно-скоростных параметров.
- СВСП-К – система воздушно-скоростных параметров калибровочная.
- СВШ – система выпуска шасси.
- СК – система координат.
- СКК – спираль коррекции курса.
- СКО – среднее квадратическое отклонение.
- СЛ – системная логика.
- СММ – стенд математического моделирования.

СНВП – системы наддува, вентиляции и пожаротушения.

СОИ – совместные отработочные испытания.

СОИ-ОУ – система отображения информации и органы управления.

СПМО – специальное программно-математическое обеспечение.

СПО – специальное программное обеспечение.

ССК – связанная система координат.

СТУ – система траекторного управления.

СТУСЛ – система траекторного управления и системной логики.

СУ – система управления.

СУ ОК – система управления орбитального корабля.

СУБС – система управления бортовыми системами.

СУДН(П) – система управления движением и навигации (посадки).

СУС – система управления передней стойкой.

СУУ – система устойчивости и управляемости.

СФУ – средний функциональный уровень.

ТЗ – техническое задание.

ТМ – телеметрия.

ТМИ – телеметрическая информация.

ТРЗ – трансзвуковая зона.

ТС – тормозная система.

ФИК – фильтр изгибных колебаний.

ЦАГИ – Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского.

ЦВК – цилиндр выверки курса.

ЦКК – цилиндр коррекции курса.

ЦКО – цифровой комплекс обработки.

ЦМ – центр масс.

ЦНИИмаш – Центральный научно-исследовательский институт машиностроения.

ЦРЭ – цилиндр рассеивания энергии.

ЦУП – центр управления полетом.

ЧД – частный диспетчер.

ЭВМ – электронно-вычислительная машина.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационные цифровые системы контроля и управления / под ред. В.А. Мясникова. – М.: Машиностроение, 1976.
2. Андре Анго. Математика для электро- и радиоинженеров. – М.: Наука, 1965.
3. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука, ФИЗМАТГИЗ, 1998.
4. Беллман Р. Теория устойчивости решений дифференциальных уравнений. – М.: ИЛ, 1954.
5. Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. – М.: Транспорт, 1972.
6. Болтянский В.Г. Математические методы оптимального управления. – М.: Наука, 1966.
7. Вальд А. Последовательный анализ. Перев. с англ. / под ред. Б.А. Севастьянова. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 1960.
8. Ведров В.С., Тайц М.А. Летные испытания самолетов. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951.
9. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 1964.
10. Временные нормы для установления минимума IIIA категории (0х200 м) для посадки магистральных самолетов с ГТД гражданской авиации СССР. – М., 1975.
11. Гнеденко Б.В. Курс теории вероятностей. – М.: Наука, 1967.
12. Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления Главного конструктора. Том 3. «Энергия – Буран». – Нижний Новгород: Изд-во Нижегородского института экономического развития, 1998.
13. Демидович Б.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. – М.: Наука, 1967.
14. Изерман Р. Цифровые системы управления. – М.: Мир, 1984.
15. Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. – М.: Наука, 1976.
16. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. – М.: Наука, 1968.
17. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973.

18. Лившиц Н.А., Пугачев В.Н. Вероятностный анализ систем автоматического управления. – М.: Советское радио, 1963.
19. Методы исследования нелинейных систем автоматического управления. / под ред. Р.А. Нелепина. – М.: Наука, 1975.
20. Методы теории чувствительности в автоматическом управлении / под ред. Е.Н. Розенвассера и Р.М. Юсупова. – Ленинград: Энергия, 1971.
21. Митропольский А.К. Техника статистических вычислений. – М.: Наука, 1971.
22. Некрасов А.И. Курс теоретической механики. – М.: ГИТТЛ, 1956.
23. Основы автоматического регулирования / под ред. В.В. Солодовникова. – М.: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1956.
24. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. – М.: Оборонгиз, 1957.
25. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969.
26. Островский А.М. Решение уравнений и систем уравнений. – М.: ИЛ, 1962.
27. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Наука, 1961.
28. Сборник «Вопросы авиационной науки и техники», серия «Бортовые приборы навигации, контроля и управления», вып. 1. 1990.
29. Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Лапыгин В.Л., Тимченко В.А. Многоразовый орбитальный корабль «Буран». – М.: Машиностроение, 1995.
30. Современная теория систем управления / под ред. К.Т. Леондеса. – М.: Наука, 1970.
31. Стенфорд Голуман. Теория информации. – М.: Иностранная литература, 1957.
32. Филин В.М. Путь к «Энергии». – Пушкино, Моск. обл.: Издательский дом ГРААЛЬ, 1996.
33. Филиппов А.П. Колебания упругих систем. – Киев: издательство Академии наук Украинской ССР, 1956.

Научное издание

Авторы: Андреев Виктор Петрович, Бонк Ромуальд Иванович, Бровкин Александр Григорьевич, Дубинкин Игорь Михайлович, Кербер Ольга Борисовна, Ковальский Виктор Сергеевич, Кособоков Виктор Николаевич, Орлова Елена Дмитриевна, Павлов Владимир Валентинович, Поливанов Юрий Антонович, Попов Борис Николаевич, Руденко Татьяна Николаевна, Сыров Анатолий Сергеевич, Тарасов Владимир Ильич.

«БУРАН»

Основы проектирования
интеллектуальной системы управления орбитальным кораблем
на атмосферном участке полета

Под редакцией доктора техн. наук, профессора А.С. Сырова

Редактор: *Т.В. Кособокова*

Компьютерная верстка *Е.Э. Качаловой*

Подписано в печать 1.10.2013 г.

Бум. офсетная. Формат 60х90 1/16. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 17. Тираж 500 экз.

Отпечатано в ООО «Информационно-Технологический центр»,
105203, Москва, ул. Нижняя Первомайская, дом 44

Схема передачи и приема информации 15.11.1988 года

