

Н. М. ИВАНОВ
А. И. МАРТЫНОВ

УПРАВЛЕНИЕ
ДВИЖЕНИЕМ
КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА
В АТМОСФЕРЕ
МАРСА



МЕХАНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
МОСКВА 1977

Н. М. ИВАНОВ, А. И. МАРТЫНОВ

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ МАРСА

ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

МОСКВА 1977

Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. Иванов И. М., Мартынов А. И.
Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1977, 416 стр.

Монография посвящена проблеме управления движением КА в атмосфере Марса при спуске на поверхность планеты и при выходе на орбиту искусственного спутника.

Приводится общая постановка и методика решения основных баллистико-навигационных задач торможения в атмосфере Марса из условия доставки максимума полезной нагрузки на поверхность планеты или на орбиту спутника. Формулируются критерии оптимальности. Определяется оптимальное управление движением КА скользящего и планирующего типов. Проводится анализ оптимальных траекторий для различных проектно-баллистических параметров КА и широкого диапазона начальных условий. Синтезируются алгоритмы управления. Выводы проиллюстрированы многочисленными числовыми примерами.

Табл. 28, илл. 109, библи. 111.

Николай Михайлович Иванов, Александр Иванович Мартынов

Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса

М., 1977 г., 416 стр. с илл.

Редактор *О. Э. Цыкова*

Техн. редактор *И. Ш. Аксельрод*

Корректор *Н. Д. Дорохова*

Сдано в набор 8/VIII 1977 г. Подписано к печати 29/XI 1977 г.
Бумага 84×108¹/₃₂. Физ. печ. л. 13. Условн. печ. л. 21,84. Уч.-изд. л. 21,95.
Тираж 1470 экз. Т-20758. Цена книги 2 р. 50 к. Заказ № 2749

Издательство «Наука»

Главная редакция физико-математической литературы
117071, Москва, В-71, Ленинский проспект, 15

2-я типография издательства «Наука»,
Москва, Шубинский пер., д. 10

31901—176
И 053(02)-77 158-78

© Главная редакция
физико-математической литературы
издательства «Наука», 1977

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	8
Введение	11

РАЗДЕЛ 1

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Глава 1. Планета Марс	19
§ 1.1. Общие сведения	19
§ 1.2. Поверхность планеты и ее рельеф	20
§ 1.3. Атмосфера Марса	22
§ 1.4. Ветры в нижней атмосфере	24
§ 1.5. Облака	25
§ 1.6. Некоторые результаты исследований Марса с помощью КА «Викинг»	26
Глава 2. Основные проблемы управления движением в атмосфере Марса	31
§ 2.1. Условия подлета КА к плотным слоям атмосферы	31
§ 2.2. Модели атмосферы	37
§ 2.3. Анализ траекторий КА в атмосфере Марса	41
§ 2.4. Особенности движения КА в атмосфере Марса	51
Глава 3. Постановка задачи мягкой посадки	59
§ 3.1. Основные проблемы задачи оптимизации	59
§ 3.2. Выбор критерия оптимальности	61
§ 3.3. Классификация систем мягкой посадки	79
§ 3.4. Математическая модель движения КА	83
§ 3.5. Упрощение основной задачи оптимизации	87

РАЗДЕЛ 2

СПУСК НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

Глава 4. Реактивная система мягкой посадки	90
§ 4.1. Исходные предпосылки	90
§ 4.2. Оптимальное управление КА на участке реактивного торможения	94

§ 4.3. Выбор оптимальной тяговооруженности	100
§ 4.4. Влияние начальных условий на массу реактивной СМП	106
Глава 5. Парашютно-реактивная система мягкой посадки	109
§ 5.1. Обсуждение проблемы. Исходные предпосылки	109
§ 5.2. Выбор основных проектно-баллистических параметров парашютно-реактивной системы	120
§ 5.3. Требования к участку аэродинамического торможения	129
§ 5.4. Система мягкой посадки спускаемого аппарата «Марс-6»	134
§ 5.5. Система мягкой посадки КА «Викинг»	138
Глава 6. Оптимальное управление конечной скоростью спуска КА на участке основного аэродинамического торможения	149
§ 6.1. Установившееся движение КА в атмосфере	149
§ 6.2. Постановка задачи. Необходимые условия оптимальности	153
§ 6.3. Общий анализ оптимальных траекторий	159
§ 6.4. Анализ численных результатов	169
§ 6.5. Дополнительные задачи оптимального управления КА на траекториях минимальной конечной скорости	176
§ 6.6. Об эффективности использования оптимального управления	184
§ 6.7. О границах применимости критерия минимума конечной скорости	189
§ 6.8. Оптимальное управление конечной скоростью спуска КА с большим аэродинамическим качеством	192
Постановка задачи (192). Минимизация конечной скорости спуска (197). Минимизация времени спуска и максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости (266).	
§ 6.9. Оптимизация зоны маневра КА на траекториях минимальной конечной скорости спуска	213
Оптимизация продольной дальности спуска (214). Максимизация боковой дальности спуска (224).	
Глава 7. Некоторые задачи баллистического проектирования	238
§ 7.1. Краткая характеристика основных направлений проектирования КА	238
§ 7.2. Выбор способа управления	243
§ 7.3. Область применимости КА различных типов	247
§ 7.4. Выбор основных проектно-баллистических параметров КА	251
§ 7.5. Оптимальное управление КА из условия максимума конечной высоты	258
Об эквивалентности задач максимизации конечной высоты и минимизации конечной скорости спуска (259). Анализ оптимальных траекторий (261).	

Глава 8. Алгоритмы управления спуском	270
§ 8.1. Постановка задачи. Принципы гарантирующего управления	270
§ 8.2. Синтез дискретных алгоритмов управления конечной скоростью спуска КА	286
Синтез линейного алгоритма управления (286). Синтез алгоритмов управления с упрощенной логикой (299).	
§ 8.3. Алгоритмы управления относительно опорной траектории	314
§ 8.4. Адаптивный алгоритм управления конечной скоростью спуска	321
Алгоритм с использованием прогнозирования конечных условий (323). Алгоритм с использованием опорной траектории (349).	
РАЗДЕЛ 3	
ОРБИТАЛЬНО-ДЕСАНТНАЯ СХЕМА СПУСКА	
Глава 9. Оптимальное управление при выведении КА на орбиту ИСМ с использованием аэродинамического торможения	355
§ 9.1. Обсуждение проблемы	355
§ 9.2. Оптимальное управление КА на участке аэродинамического торможения	357
§ 9.3. Анализ численных результатов	360
§ 9.4. Выбор основных проектно-баллистических характеристик КА	364
Глава 10. Синтез алгоритмов управления при выведении КА на орбиту ИСМ	370
§ 10.1. Постановка задачи	370
§ 10.2. Адаптивный алгоритм управления КА на атмосферном участке полета	372
§ 10.3. Алгоритм предварительного формирования орбиты ИСМ на участке ракетодинамического маневра	382
§ 10.4. О некоторых путях совершенствования алгоритма управления	386
Глава 11. Спуск КА с орбиты ИСМ	389
§ 11.1. Постановка задачи и способы ее решения	389
§ 11.2. О возможном классе орбит ИСМ	391
§ 11.3. Внеатмосферный участок спуска	393
§ 11.4. Участок аэродинамического торможения и мягкой посадки КА	397
§ 11.5. Определение оптимальных условий входа КА в атмосферу	399
Литература	408
Основные обозначения	415

ПРЕДИСЛОВИЕ

Изучение Вселенной и прежде всего планет Солнечной системы направлено на решение ряда фундаментальных проблем возникновения и развития Земли и в целом Солнечной системы, строения материи, возникновения и эволюции жизни и т. д. Не представляется возможным добиться успеха в решении этих проблем без проведения исследований с использованием космических аппаратов, которые могут быть доставлены в окрестность планеты назначения и способны совершить посадку на ее поверхность.

При реализации космических полетов наряду со многими другими следует решить сложную и ответственную задачу торможения, под которой понимается задача гашения всей энергии космического аппарата при организации его мягкой посадки на планету назначения или некоторой ее части — при переведении аппарата с гиперболической траектории на орбиту искусственного спутника. При наличии у планеты атмосферы первая задача наиболее эффективно решается с использованием аэродинамического, т. е. пассивного, торможения. Вторая задача принципиально может быть решена как активным путем (с использованием тяги двигателя), так и комбинированным — с предварительным подтормаживанием в атмосфере и с последующим сообщением небольшого разгонного импульса для окончательного формирования заданной орбиты. Качество решения этих задач в значительной степени

определяет эффективность полета космического аппарата, ибо чем меньше затраты его массы на организацию торможения, тем больше в общем случае масса полезной нагрузки, в состав которой входит и исследовательская аппаратура.

Предлагаемая вниманию читателя книга посвящена рассмотрению основных задач торможения в атмосфере Марса. С изучением этой планеты связываются большие надежды, и исследования Марса занимают важное место в советских и американских космических программах. Характерной особенностью Марса является наличие разреженной атмосферы, плотность которой почти на два порядка меньше плотности земной атмосферы. Это предопределяет основные трудности аэродинамического способа торможения. Как показал опыт создания советских и американских космических аппаратов типа «Марс» и «Викинг», решение задачи мягкой посадки на Марс требует полной мобилизации всех возможностей современной космической техники.

В настоящее время в литературе отсутствуют книги, содержащие систематическое изложение основных задач торможения космического аппарата в атмосфере Марса. Авторы попытались в некоторой степени восполнить существующий пробел. Основное содержание книги посвящено изложению баллистико-навигационных проблем торможения в разреженной атмосфере Марса. Эти проблемы являются главными в решении задачи мягкой посадки или выведения космического аппарата на орбиту искусственного спутника. Они позволяют получить исходные данные для решения других сопутствующих задач и в целом для создания космического аппарата. В основу книги положены результаты многолетних исследований авторов. Для полноты изложения были использованы материалы имеющихся публикаций, однако приводимый список литературы не претендует на библиографическую полноту.

Книга предназначена для научных работников и инженеров, занимающихся вопросами проектирования космических аппаратов. Она может быть полезна преподавателям, аспирантам и студентам старших курсов соответствующих специальностей. Несмотря на специфику операций в атмосфере Марса, излагаемый в книге подход к решению основных задач торможения космического аппарата является достаточно общим и может быть использован при анализе вопросов управляемого движения космических аппаратов в малоизученных атмосферах других планет (Венера, Юпитер, Сатурн).

Авторы считают своим долгом поблагодарить Л. Г. Антипенко, В. Д. Белых, А. С. Жукова, Н. Л. Соколова за их помощь при проведении численных расчетов по отдельным вопросам рассматриваемой проблемы, а также Г. М. Дорда, Р. И. Тохтуеву, Т. А. Махалкину и Т. А. Иванову за большую помощь, оказанную при оформлении рукописи.

Авторы пользуются возможностью высказать свою признательность Ю. Г. Сихарулидзе и О. М. Марину, взявшим на себя труд по предварительному просмотру рукописи и сделавшим ряд ценных замечаний, которые были учтены при окончательной доработке книги.

ВВЕДЕНИЕ

Исключительно сложные условия спуска космического аппарата (КА) в разреженной атмосфере Марса приводят к тому, что сам факт посадки на поверхность планеты является большим техническим достижением; каждая реализация «мягкой» посадки на планету не только обогащает наши знания о ней, но и позволяет проверить на практике во многом гипотетические исходные данные и методики, которые применялись при проектировании первых космических аппаратов.

К проблемам торможения КА в атмосфере относится комплекс вопросов, связанных с организацией подхода КА к атмосфере планеты, безопасным прохождением ее плотных слоев и обеспечением, в зависимости от цели полета, либо *мягкой посадки* КА в заданном районе поверхности планеты, либо *выведения на заданную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ)*.

В дальнейшем способ выведения КА на орбиту ИСМ, предполагающий использование предварительного аэродинамического торможения для гашения избытка скорости (от начальной гиперболической до околокруговой) и с последующим приложением небольшого разгонного импульса, формирующего требуемую орбиту спутника, будем называть для краткости *выведением с предварительным аэродинамическим торможением*.

Предметом исследований в дальнейшем будут баллистико-навигационные задачи, возникающие при решении указанных двух проблем. Участок же подхода КА к плотным слоям атмосферы подробно не будет рассматриваться. Мы ограничимся лишь его краткой характеристикой и описанием основных особенностей, влияющих на последующее движение в атмосфере.

Перечислим *основные баллистико-навигационные проблемы спуска*.

1. Выбор способа посадки (прямой спуск КА; спуск с орбиты искусственного спутника планеты).

2. Синтез траекторий спуска («короткие», «протяженные», оптимальные и т. п.).

3. Определение вида спуска (управляемый, неуправляемый и др.).

4. Выбор способа управления (управление эффективным качеством, двухканальное управление, управление баллистическим параметром).

5. Определение основных проектно-баллистических характеристик КА (располагаемое аэродинамическое качество, баллистический параметр).

6. Разработка алгоритмов навигации и управления.

7. Анализ систем мягкой посадки (реактивная, парашютная, самолетная и др.).

8. Задачи баллистико-навигационного управления полетом (включая задачи предполетного и послеполетного анализа).

Каждая из названных проблем в свою очередь объединяет большое число сложных задач, общее решение которых требует огромного количества времени, и при этом бессистемный подход не гарантирует получения рационального решения, ибо зачастую даже оптимальное решение различных задач в отрыве их друг от друга не приводит к хорошему результату в целом. Все задачи должны быть взаимно увязаны, по каждому вопросу необходимо иметь исчерпывающее решение или по крайней мере ряд частных решений, которые можно использовать при комплексном анализе. Окончательное решение требует участия специалистов разного профиля, что также увеличивает общие трудности, так как формализация задач зачастую невозможна. В силу этого, для получения удовлетворительного комплексного решения необходимо придерживаться при проведении исследований определенной последовательности.

На первом этапе исследований с учетом имеющегося практического опыта, теоретических и экспериментальных исследований определяются главнейшие направления и соответственно основные задачи, требующие первоочередного решения. На следующем этапе с использованием приближенных и оптимальных методов или путем параметрических расчетов проводится решение основных задач.

После того как определены основные особенности и трудности, выявлены целесообразные пути преодоления этих трудностей, следует приступать к определению основных проектно-баллистических характеристик КА, затем проводить исследование возмущенного движения и синтезировать алгоритмы управления, реализующие полет по выбранным траекториям. Естественно, результаты исследований каждого последующего этапа используются для уточнения предыдущих решений. Кроме того, по мере накопления информации осуществляется комплексное согласование найденных решений с учетом поставленных целей и технических возможностей.

В соответствии со сказанным в книге будет использоваться следующая последовательность расчетов и исследований:

- исследование класса возможных траекторий движения в атмосфере;

- выбор основных проектно-баллистических характеристик КА;

- анализ возмущенных траекторий и определение алгоритмов управления, реализующих спуск по заранее выбранным или формируемым на борту траекториям.

Указанный подход и выделенные задачи исследований являются общими при организации спуска КА в атмосфере любой планеты. Однако специфические особенности каждой планеты (прежде всего различные характеристики их атмосфер) не позволяют получить универсального решения перечисленных выше основных баллистико-навигационных проблем спуска, которое было бы пригодно для осуществления спуска КА в атмосфере любой планеты.

В предлагаемой вниманию читателей книге рассмотрены возможные пути решения основных баллистико-навигационных задач торможения в атмосфере Марса. 11 глав книги тематически разбиваются на 3 раздела. Первый раздел, состоящий из трех глав, посвящен выявлению основных особенностей движения КА в атмосфере Марса и содержит общую постановку задач торможения. Глава 1 носит вспомогательный характер, в ней приводятся краткие сведения о планете, ее атмосфере, поверхности и рельефе.

Вторая глава начинается с рассмотрения схем полета КА для выявления условий входа и возможных видов

движения в атмосфере. В дальнейшем изучаются три основных случая торможения:

- прямой спуск с траектории гиперболического перелета;

- выведение КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением в атмосфере;

- спуск с орбиты ИСМ.

Проведенный анализ траекторий показал, что основные особенности спуска определяются разреженностью атмосферы Марса, благодаря чему оказывается невозможным полностью погасить энергию КА пассивным путем, в отличие от спуска в атмосфере Земли и тем более Венеры. Это приводит к необходимости организации движения по таким траекториям, на которых работа сил аэродинамического торможения максимальна.

Большой интерес представляет способ выведения КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением. Во многих случаях этот способ имеет большие энергетические преимущества по сравнению с применявшимся до сих пор активным способом торможения (КА типа «Марс», «Викинг»), но требует решения ряда сложных задач:

- обеспечение высокоточного входа в плотные слои атмосферы;

- создание КА, который должен функционировать в течение длительного времени после прохождения плотных слоев атмосферы;

- разработка совершенной системы управления КА, которая должна функционировать на участке подлета к планете, прохождения плотных слоев атмосферы и на внеатмосферном участке с целью формирования орбиты ИСМ.

Глава 3 посвящена исследованию траекторий невозмущенного движения. Ее решение начинается с выбора критерия оптимальности. Приведенные материалы показывают, что в качестве основного критерия оптимальности при решении задачи спуска следует принимать условие минимума массовых затрат на систему мягкой посадки. Необходимость комплексного анализа траектории на участке основного аэродинамического торможения и мягкой посадки приводит к большим математическим и вычислительным трудностям при синтезе оптимальных траекторий.

В главе приводятся описание возможных систем мягкой посадки (СМП), математическая модель движения КА и предполагаемый путь решения поставленной задачи, который заключается в следующем. Сначала анализируется участок работы СМП с целью выработки требований к участку основного аэродинамического торможения. Затем проводится поиск оптимального управления на участке аэродинамического торможения, удовлетворяющего найденным условиям.

Раздел 2 (главы 4—8) определяет основное содержание книги и посвящен рассмотрению проблем прямого спуска КА на поверхность Марса. Материал в разделе компонуется следующим образом. В главах 4 и 5 проводится решение основных задач, возникающих на участке мягкой посадки. Для двух типов СМП — реактивной и парашютно-реактивной — исследуются оптимальные режимы снижения, определяется рациональный диапазон характеристик и анализируется влияние начальных условий на массу СМП.

Проведенные исследования показали, что масса реактивной СМП тем меньше, чем меньше скорость и величина угла наклона траектории к моменту начала ее работы, а в случае парашютно-реактивной СМП — чем больше, при заданной скорости, высота, на которой включается система посадки. Полученные результаты позволяют существенно упростить задачу синтеза оптимальных траекторий спуска в атмосфере Марса, так как ее решение можно проводить только на участке основного аэродинамического торможения с использованием простых критериев оптимальности без специального рассмотрения участка мягкой посадки.

В главе 6 приводятся результаты решения задачи оптимизации траекторий спуска на участке основного аэродинамического торможения из условия минимума конечной скорости для КА различных типов: скользящего (с величиной аэродинамического качества $K_{\max} \leq 0,7$), с несущим корпусом ($K_{\max} \approx 1,5$) и космического самолета ($K_{\max} \approx 2,4$). При этом рассматриваются различные способы управления КА: углом крена, углом атаки и путем совместного изменения угла крена и угла атаки. Проводится сравнение эффективности каждого из рассматриваемых способов управления для всех указанных ти-

пов КА. Задачи решаются с использованием принципа максимума Понтрягина. Анализ необходимых условий оптимальности позволяет выявить очень важное свойство траекторий минимальной конечной скорости, заключающееся в неединственности оптимального управления. Это позволяет в рамках критерия минимальной конечной скорости проводить улучшение траекторий по дополнительным критериям. В частности, приводится решение задач максимизации зоны маневра КА, минимизации времени спуска и максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости спуска.

Для оценки эффективности найденных законов управления осуществляется их сравнение с более простыми программами спуска КА.

Глава 7 посвящена выбору типа КА и определению его основных проектно-баллистических параметров. В ней дается краткий анализ основных направлений, определяющих облик КА. Приводится решение некоторых задач баллистического проектирования КА на основе анализа оптимальных траекторий. Это задачи выбора способа управления КА и определения границ применимости КА различных типов. Показывается, в частности, что, в силу особой связи между приведенной нагрузкой на лобовую поверхность и аэродинамическим качеством, при решении задачи о минимуме конечной скорости не всегда выбор КА с большим значением аэродинамического качества является наилучшим.

В заключении главы 7 рассмотрена экстремальная задача по отысканию оптимального управления КА из условия максимума конечной высоты. Показано, что задачи максимизации конечной высоты и минимизации конечной скорости спуска КА эквивалентны по структуре оптимального управления и по методам решения. Это существенно облегчает построение оптимальных траекторий. Материалы исследований, содержащиеся в главах 6 и 7, дают достаточно полное представление об оптимальных траекториях спуска КА с различными значениями проектно-баллистических параметров.

В соответствии с изложенной методологией приводятся материалы следующего этапа исследований, заключающегося в анализе возмущенного движения и синтезе алгоритмов управления спуском. Рассмотрению этих задач

посвящена глава 8. Для решения поставленных задач авторами сформулирован принцип *гарантирующего управления*. Введение специального термина продиктовано тем, что при спуске на планету необходимо обеспечить гарантированную мягкую посадку даже в случае неблагоприятных предельных значений возмущающих факторов, а ограничение, которому должен удовлетворять функционал, носит односторонний характер, т. е. конкретная величина функционала управления, реализующаяся в процессе спуска, не играет принципиальной роли. С использованием этого принципа в главе проведен синтез как простых алгоритмов управления, предполагающих применение простых измерительных и вычислительных средств, так и достаточно сложных адаптивных алгоритмов с применением бортовой ЦВМ и инерциальной системы навигации. При этом рассматриваются непрерывные и дискретные алгоритмы управления. Наибольшее внимание уделяется управлению конечной скоростью спуска КА. Вместе с тем приводятся примеры использования принципа гарантирующего управления конечной высотой.

Третий раздел книги (главы 9 — 11) посвящен изучению проблем торможения КА в атмосфере при реализации орбитально-десантной схемы спуска. Методы исследований используются те же, что и при анализе прямого спуска КА. В главе 9 приводятся результаты решения экстремальной задачи по определению оптимального закона управления КА при выведении его на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением. При этом в результате обсуждения проблемы выявляется достаточно простой критерий оптимизации траектории движения в атмосфере — максимум скорости КА в апоцентре заданной орбиты. Задача решается с использованием принципа максимума Понтрягина. Проводится анализ оптимальных траекторий и формулируются требования к основным проектно-баллистическим характеристикам КА в зависимости от ширины навигационного коридора входа. В главе 10 рассмотрена задача синтеза алгоритма управления КА на участке аэродинамического торможения и ракетно-динамического маневра с целью формирования предварительной орбиты ИСМ. Результаты моделирования предлагаемых алгоритмов управления КА показывают принципиальную возможность реализации при современ-

ном уровне развития космической техники способа формирования орбиты ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением.

И наконец, в главе 11 рассмотрены вопросы спуска КА с орбиты ИСМ. Этот способ является более сложным по сравнению с прямым спуском, однако его использование имеет ряд преимуществ, которые оказывают заметное влияние на успешное решение задачи мягкой посадки. При реализации этого способа оказывается возможным учесть ряд факторов, которые не принимаются во внимание при прямой посадке, что в свою очередь позволяет осуществить более гибкий выбор рациональной траектории спуска. Кроме того, в этом случае заметно облегчается работа системы управления спуском КА, включая решение задачи точной посадки в заданном районе поверхности планеты. Спуск с орбиты ИСМ выдвигает ряд новых требований к оптимизируемому функционалу, заключающихся в том, что необходимо в комплексе учитывать затраты на систему мягкой посадки и на сообщение тормозного импульса при сходе с орбиты. В главе 11 излагается способ решения этой задачи и определяются оптимальные условия входа КА в атмосферу, обеспечивающие доставку на поверхность максимальной массы полезного груза.

Таким образом, представленные в книге материалы затрагивают весь комплекс основных баллистико-навигационных задач движения КА в разреженной атмосфере Марса, показывают принципиальную возможность организации аэродинамического торможения КА для его мягкой посадки на поверхность или выведения на орбиту ИСМ. Этот материал является исходным для решения в целом проблемы торможения КА в атмосфере Марса, для проектирования и создания КА, предназначенных для спуска на поверхность этой планеты или выведения на орбиту с использованием предварительного аэродинамического торможения.

РАЗДЕЛ 1

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

ГЛАВА 1

ПЛАНЕТА МАРС

§ 1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приведем некоторые общие сведения о планете Марс, ее атмосфере, поверхности, рельефе и т. д. с тем, чтобы понять, в каких условиях происходит спуск КА, выявить основные особенности и правильно сформулировать требования и ограничения в постановке решаемых задач.

Марс относится к планетам земной группы и является первой внешней планетой относительно Земли. Полный оборот вокруг Солнца Марс совершает за 1 год и 11 месяцев. Он движется в ту же сторону, что и Земля, и через каждые 2 года 50 дней Земля обгоняет Марс на целый оборот. Расстояние от Земли во время противостояний составляет от 56 до 102 млн. километров. Противостояния наиболее удобны для наблюдений, так как в это время Марс не только близок к Земле, но и виден всю ночь в отраженных лучах Солнца.

Ось вращения планеты наклонена к плоскости орбиты почти так же, как земная, поэтому на Марсе, как и на Земле, происходит смена времен года, только их продолжительность вдвое больше земных. Марсианские сутки лишь на 37 мин превышают земные. Масса планеты приблизительно в 10 раз меньше земной; гравитационный параметр Марса равен $\mu = 42\,828,48 \text{ км}^3/\text{сек}^2$. Экваториальный радиус Марса составляет $R_{\text{эк}} = 3400 \text{ км}$, полярный радиус $R_{\text{п}} = 3373 \text{ км}$, средний радиус принимается равным $R = 3395 \text{ км}$. Коэффициент геометрического сжатия $\alpha_1 = 0,08$; коэффициент динамического сжатия $c_1 = -0,002013$. Угловая скорость вращения Марса $\omega = 0,708821766 \cdot 10^{-4} \text{ сек}^{-1}$. Первая и вторая космические скорости соответственно равны $V_I = 3,55 \text{ км/сек}$, $V_{II} = 5,06 \text{ км/сек}$. Ускорение силы тяжести на поверхности $g_0 \approx 3,72 \text{ м/сек}^2$.

Физическая поверхность Марса может быть аппроксимирована трехосным эллипсоидом с полуосями $A_\Phi = 3400,12 \text{ км}$, $B_\Phi = 3394,19 \text{ км}$, $C_\Phi = 3372,45 \text{ км}$. Эта поверхность не является эквипотенциальной. Уровню давления атмосферы у поверхности приблизительно в $6,1 \text{ мбар}$ соответствует трехосный эллипсоид с полуосями $A_1 = 3396,67 \text{ км}$, $B_1 = 3395,23 \text{ км}$, $C_1 = 3377,22 \text{ км}$.

Небесные экваториальные координаты северного полюса Марса, задающие положение оси вращения планеты, определяются формулами

$$\begin{aligned}\alpha &= 316^\circ 50' 38",4 + 2351",88 \cdot T_e, \\ \delta &= 53^\circ 00' 32",4 + 1275",12 \cdot T_e,\end{aligned}$$

где α — прямое восхождение, δ — склонение, T_e — время в тропических столетиях:

$$T_e = \frac{(J.D.) - 2433282,4234}{36524,22},$$

$J. D.$ — текущая юлианская дата; $(J. D.)_0 = 2433282,4234$ (1 января, полночь 1950 г. — начальная эпоха); $36524,22$ — число эфемеридных суток в тропическом столетии.

Наклонение экватора Марса к плоскости его орбиты: $I = 25^\circ,19969$.

§ 1.2. ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ И ЕЕ РЕЛЬЕФ

На поверхности Марса различают области трех основных цветов [59]:

— оранжево-желтые, окружающие темные пятна и названные «материками» («континентами»);

— темные области, получившие название «морей», «озер» и т. п.;

— белые образования у полюсов планеты — «полярные шапки».

Очертания светлых и темных областей в общем устойчивы, что позволяет составлять карты поверхности Марса в аэрографических (марсианских) координатах.

Открытые водоемы на Марсе не обнаружены (водоем диаметром более 300 м давал бы заметные блики от Солнца). Материки имеют постоянную светлую окраску, они занимают 2/3 площади поверхности планеты.

Данные радиолокационных наблюдений и исследований в инфракрасных лучах согласуются с предположением о том, что в состав вещества светлых областей в качестве основной компоненты входит очень тонкая и рыхлая кварцевая пыль, образующая покров, который достигает в некоторых районах глубины порядка нескольких метров.

Темные области со сменой марсианских времен года периодически меняют свою окраску. Весной и летом они темнеют, приобретая более ясные очертания и зелено-голубой оттенок, причем темная окраска распространяется со стороны «тающей» полярной шапки по определенным направлениям, а осенью и зимой блекнут, окрашиваются в желто-коричневые тона, и границы их становятся расплывчатыми. Отдельные темные участки иногда на протяжении нескольких месяцев или лет изменяют свои очертания.

Средняя температура поверхности планеты $220 \pm 10^\circ\text{K}$. Эта величина относится к среднему расстоянию планеты от Солнца. В перигелии средняя температура возрастает приблизительно на 20° , в афелии на столько же уменьшается. Температура поверхности по планете меняется в диапазоне от 300°K на экваторе до 150°K в полярных шапках.

Рельеф марсианской поверхности имеет несколько типичных образований, различных по своей топографии:

- кратерная местность;
- слабо расчлененные равнины;
- территории с хаотическим рельефом и изломами;
- вулканические образования;
- каналы и каньоны.

Поверхность первого типа характеризуется различной формой кратеров и различной плотностью насыщения ими. Области «высокой плотности», как правило, покрыты сильно разрушенными, примыкающими друг к другу кратерами. Области «средней плотности» образованы сильно разнесенными кратерами с волнистой поверхностью между ними. Для этих равнин характерны кратеры со средней сохранностью, диаметром до 100 км. Межкратерные равнины зачастую пересечены хребтами с сильно изрезанными склонами. Кроме того, имеется еще один вид образований, представляющий из себя большие эллиптические впадины, окруженные приподнятыми валами отложений грубой структуры.

Второй тип поверхности — слабо расчлененные равнины — содержит обычно малое число структурных деталей. Эти равнины располагаются чаще всего в обширных низменностях неправильной формы.

Территории с хаотическим рельефом и изломами характеризуются сложной мозаикой изломанных блоков и плит и располагаются обычно ниже поверхности окружающих геологических структур.

Вулканические образования по своему виду условно делятся на щиты, купола и конусы. Вулканические щиты имеют неровные вогнутые склоны, завершающиеся кальдерами. Они достигают в диаметре 600 км и по высотам до 10 км. Вулканические купола по размеру меньше щитов. Их диаметр более 100 км. Они имеют сглаженные выпуклые склоны и вершинные кальдеры с плоским дном и крутыми стенками. Вулканические конусы представляют из себя низкие широкие образования с ровной поверхностью склонов, на вершинах конусов обычно имеются плоскодонные кратеры большого размера.

Важным элементом марсианской поверхности являются каналы и каньоны. Каналы представляют собой волнистые структуры, высеченные в поверхности. Они образуют сложный переплетенный узор. Вдоль линии простираания каналов иногда встречаются террасы.

Каньоны состоят из ряда почти параллельных линейных депрессий. Они имеют крутые стенки. Глубина каньонов достигает 1 — 3 км при средней ширине 100 — 150 км и длине до 2500 км. От стен каньонов часто тянутся большие овраги и ущелья, напоминающие земные, размытые текущей водой. Параллельно главным каньонам иногда располагаются цепочки углублений, не имеющие окружающих валов.

Отметим, что от типа рельефа существенно зависят уклоны поверхности Марса. Наибольшие уклоны характерны для хаотического и каньонного типов. Средние уклоны на базе 50 км составляют около 1°.

§ 1.3. АТМОСФЕРА МАРСА

Химический состав. Анализ сведений о химическом составе атмосферы, полученных различными методами (прямые измерения с КА «Марс-6», инфракрасная спектроскопия с помощью наземных и космических средств, ульт-

рафиолетовая спектроскопия на американском спутнике «Орбитальная Астрономическая Обсерватория» и т. п.), показал, что основной составляющей атмосферы является углекислый газ CO_2 . Остальная часть атмосферы состоит из аргона и других малых примесей: кислорода, воды и окиси углерода. Содержание азота не превышает 5% [40, 47].

Полное давление у поверхности. Наиболее достоверными результатами оценки величины полного давления на среднем уровне поверхности планеты считаются данные, полученные при радиорефракционных измерениях во время радиозатмения КА «Маринер-9». Согласно этим данным среднесезонное среднесуточное давление составляет $p_0 = 5,4 \pm 0,1$ мбар. Следует отметить, что при обработке результатов этих измерений принималась гипотеза о 100%-м содержании углекислого газа в атмосфере Марса.

Прямые измерения давления марсианской атмосферы с помощью КА «Марс-6» [1, 42] подтвердили оценки, полученные ранее радиорефракционными и спектроскопическими методами. Давление у поверхности в районе посадки оценивается приблизительно в 6 мбар.

Максимальное отклонение давления на среднем уровне за счет суточных колебаний оценивается в $\pm 0,2$ мбар. Причем наибольшее давление у поверхности имеет место около 15 часов местного времени, наименьшее — около 6 часов.

Температура атмосферы у поверхности планеты сильно зависит от широты и сезона. Средняя по сезонам и широтам температура атмосферы у поверхности по данным наземных спектроскопических и радиорефракционных измерений составляет 210 °K. Эта температура должна рассматриваться как результат экстраполяции к поверхности тропосферного температурного профиля, имеющего место на высотах более 2—3 км. Суточные колебания этой экстраполированной температуры невелики (примерно $\pm 10^\circ$), в то время как температура самой поверхности и непосредственно прилегающих к ней слоев атмосферы колеблется в течение суток в экваториальных и средних широтах примерно на 100°. В экваториальном поясе температура атмосферы у поверхности планеты принимается в среднем равной 220 °K (летом 250 °K и зимой 190 °K). В период пылевой бури температура атмосферы возрастает до 260 °K.

§ 1.4. ВЕТРЫ В НИЖНЕЙ АТМОСФЕРЕ

Известные в настоящее время экспериментальные данные о динамике процессов нижней атмосферы Марса, полученные по наблюдениям с Земли и при помощи автоматических КА, не позволяют составить достоверной картины полей основных метеорологических элементов — температуры, давления и скорости ветра. Поэтому многие важные для целей инженерного проектирования характеристики выведены из анализа основных динамических и термодинамических соотношений в атмосфере и результатов численного моделирования общей циркуляции.

Проведенный анализ показал, что для северного лета вблизи поверхности имеется хорошо выраженный поток через экватор с юга на север, а на больших высотах — в обратном направлении. Максимум средней величины меридиональной компоненты скорости достигает порядка 10 м/сек в районе экватора на высоте 15 км.

Наличие меридиональных потоков согласуется с переносом массы от тающей северной полярной шапки к увеличивающейся южной. С Земли в этот период наблюдается перемещение тонкой белой мглы от полюса к полюсу. Средний поток в летнем (северном) полушарии устойчив и почти невозмущен. Поток в зимней полусфере неустойчив и образует циклонические волны. Максимальные значения скорости ветра вблизи поверхности следует ожидать в южных широтах ($\sim 20^\circ$ ю. ш.).

Исключительно сильные западные ветры могут наблюдаться на больших высотах. На высоте 15 км значение скорости для 40° ю. ш. достигает 70 м/сек. Среднее значение скорости ветра составляет $0,2 \div 0,3$ от максимального. С вероятностью $0,8 \div 0,9$ скорость ветра не превышает максимальной величины.

Следует отметить, что указанные значения скоростей ветра могут быть увеличены в 2—3 раза за счет локальных ветровых систем, порождаемых в протяженных впадинах, горных системах, длинных склонах и крупных кратерах.

В атмосфере Марса должны быть четко выражены суточные изменения скорости ветра, объясняемые резким температурным различием между дневной и ночной сторонами планеты. Суточные вариации скорости ветра могут достигать амплитуды порядка 20 м/сек.

§ 1.5. ОБЛАКА

Облака обычно имеют от 300 до 2000 км в поперечнике. Они наблюдаются сравнительно редко (в среднем 2—4 раза в год). Облачные образования в атмосфере Марса разделяются по цвету на желтые, синие и белые.

Желтые облака и помутнения, порождаемые вероятнее всего пылевыми бурями, наблюдались как образования с самыми различными пространственными масштабами в видимом и инфракрасном диапазонах спектра по всему диску. Они появляются в нижних слоях атмосферы, на высоте примерно 5 км и ниже. Максимальное их число наблюдается при прохождении Марсом перигелия и минимальное в афелии. Это объясняется большим потоком солнечной радиации в перигелии и связанным с этим увеличением температурных градиентов, что приводит к развитию мощных ветровых систем, способствующих поднятию песка и пыли.

Облака состоят, по-видимому, из мелкой пыли, например, из частиц гидрата окиси железа размером в несколько микроп. Особенно сильные помутнения наблюдались во время великого противостояния в 1956 г., когда коэффициент прозрачности атмосферы уменьшился в 3 раза и было отмечено даже полное исчезновение южной полярной шапки на период с 15 августа по 15 сентября. Скорость перемещения желтых облаков колеблется от 6 до 130 м/сек.

Синие облака, видимые в фиолетовых и ультрафиолетовых лучах, возникают в высоких слоях атмосферы во время понижения ее температуры и поэтому наблюдаются вблизи линии терминатора. Эти облака обычно интерпретируют как местное уплотнение фиолетового слоя (фиолетовой дымки), лежащего на тех же высотах и состоящего, вероятно, из мелких кристалликов льда. Этот слой не пропускает коротковолнового излучения, но иногда в нем происходят кратковременные прояснения, и тогда поверхность Марса можно наблюдать в синих лучах.

Белые облака наблюдаются в видимых и инфракрасных лучах. Они имеют, по-видимому, ту же природу, что и синие облака, но состоят из более крупных кристалликов льда. Основная масса белых облаков концентрируется в полосе от 20° ю. ш. до 25° с. ш. Скорость их перемещения меняется от 2 до 15 м/сек. Большая часть их движется

со скоростями, меньшими, чем 10 м/сек. Преимущественное движение этих облаков происходит в широтном направлении. Количество белых облаков уменьшается по мере приближения Марса к афелию.

§ 1.6. НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МАРСА С ПОМОЩЬЮ КА «ВИКИНГ»

В период подготовки рукописи книги появился ряд публикаций по первым результатам исследования Марса с помощью КА «Викинг-1, 2», которые углубляют наши знания об этой планете и ее атмосфере *). Кратко изложим некоторые из этих результатов.

КА «Викинг-1» и «Викинг-2» были запущены к Марсу 20 августа и 9 сентября 1975 г. Соответственно через 10 и 11 месяцев полета они достигли окрестности планеты и вышли на орбиту спутников, а 20 июля и 3 сентября 1976 г. спускаемые аппараты отделились от орбитальных и совершили мягкую посадку на поверхность Марса.

Посадочный аппарат КА «Викинг-1» опустился в районе равнины Хриса (Chryse) с координатами 22,5° с. ш. и 48° з. д. Дно котловины оказалось довольно плоским, и отклонение аппарата от местной вертикали составило менее 3°.

Посадочный аппарат КА «Викинг-2» достиг поверхности в районе равнины Утопия (Utopia) в 6400 км к северо-востоку от «Викинга-1». Координаты точки посадки 47,97° с. ш. и 225,7° в. д. Посадочный аппарат на грунте наклонен на 8,2° в западном направлении вследствие того, что под опору шасси попал камень. Это, однако, не помешало проведению экспериментов и, в частности, не препятствовало нормальной работе грунтозаборника.

Рельеф планеты. Преобладающие формы рельефа области Хриса — равнины, усеянные кратерами и пересеченные горными грядами. Эти равнины напоминают моря на Луне. Предполагается, что марсианские равнины, как и лунные моря, образованы потоками лавы, обладавшей относительно малой вязкостью в диапазоне температур плавления. По составу грунта они, очевидно, близки

*) Sky and Telescope, 1976, v. 52, № 3; Science News, 1976, v. 110, №№ 8, 17, 18; Aviation Week and Space Technology, 1976, v. 105, №№ 7, 11, 13. См. также обзор [58].

к базальтам. В этой же области встречаются отдельные плато, возвышающиеся над равниной.

На южной и западной границах бассейна Хриса обнаружены многочисленные детали, которые американские ученые интерпретируют как признаки катастрофических наводнений, однако посредине бассейна не обнаружено никаких признаков накопления толстого слоя отложений.

Съемки поверхности Марса со спутника выявили некоторые неизвестные ранее типы ландшафтов. Например, в области Хриса обнаружены разнообразных форм трещины, расположенные на расстоянии нескольких километров друг от друга. Они намного протяженнее трещин, которые обычно возникают при остывании лавы. Подобные трещины на Земле наблюдаются в Арктике и Антарктиде, где они вызываются сезонным таянием и образованием льда.

В свете новых данных ряд ученых выдвигает новые гипотезы о полярных областях, считая их состоящими из водяного льда.

Снимки полярной шапки показали чередующиеся слои льда и пыли, нанесенной ветром. В некоторых случаях видно, как верхний слой опускается, проникая через нижележащие слои, а в самом этом верхнем слое формируются новые слои. Полагают, что изучение слоев может позволить получить представление о климатических изменениях на Марсе.

По мнению ряда ученых, в полярных областях нет постоянных резервуаров углекислоты. Полярные области представляют собой временные резервуары углекислоты: в зимний сезон температура падает, и водяные пары конденсируются из атмосферы в шапках. Температура понижается и в некоторый момент становится достаточно низкой для конденсации CO_2 из атмосферы. С повышением температуры летом CO_2 сублимирует в атмосферу, оставляя остаточную шапку водяного льда, которая полностью не тает.

Поверхность планеты. Поверхность Марса в месте посадки «Викинга-1» покрыта многочисленными мелкими камнями и крупными валунами, между которыми находится мелкозернистая порода, возможно, песок — продукт эрозии вулканических пород. Многие камни имеют осины, как лава на Земле. На снимках, сделанных через

светофильтры, поверхность Марса имеет красноватый цвет. Это считают следствием процесса окисления железа при высоком содержании кислорода в прошлые эпохи или при современном низком его содержании под длительным воздействием ультрафиолетового излучения. Наиболее вероятным минералом, ответственным за красноватый цвет, считают лимонит. У камней и валунов наблюдается зеленоватый оттенок, что может быть как собственным свойством материала поверхности, так и результатом выветривания. По мнению американских ученых, марсианский ландшафт в определенной степени напоминает ландшафт пустынь в западной части США.

Поверхность в месте посадки КА «Викинг-2» оказалась в основном аналогичной.

Весьма интересны данные по исследованию состава марсианского грунта. Оказалось, что основным элементом марсианского грунта, так же как земного и лунного, является кислород (примерно 50%), затем идет кремний ($15 \div 30\%$), третьим же по распространенности элементом является железо ($12 \div 16\%$), а не алюминий, как на Земле. Содержание алюминия в марсианском грунте равно $2 \div 7\%$. Кроме того, обнаружены фосфор, сера, хлор, калий, кальций, титан, ванадий, хром, магний, кобальт, никель, медь, цинк, галлий, мышьяк, селен, бром, рубидий, стронций, итрий, цирконий, ниобий, молибден и другие.

Атмосфера Марса. Снимки Марса, полученные с около-марсианской орбиты, а также исследования с помощью инфракрасных спектрометров позволили получить ряд интересных фактов об атмосфере. В частности, над районом Тарсис (Tharsis) наблюдались сравнительно плотные белые облака, скорость перемещения которых в северном полушарии не превышала 10 м/сек, а в экваториальной зоне — $15 \div 45$ м/сек.

Оказалось, что содержание паров воды в марсианской атмосфере резко различается в зависимости от широты: от менее 0,1 мм осаждаемой воды на крайнем юге до примерно 100 мм вблизи северной полярной шапки, т. е. в высоких широтах северного полушария в летний период содержание паров воды резко возрастает. Например, измерения вдоль 180-го меридиана показали, что на экваторе это содержание составляет 6 мм осаждаемой воды, на

30° с. ш. — 15 мкм, на 60° с. ш. — 40 мкм и достигает максимума (почти 80 мкм) на 75° с. ш., у края полярной шапки.

В полностью покрытых льдом районах содержание паров падает до $30 \div 40$ мкм (по некоторым данным возрастает до 100 мкм). Содержание паров зависит также от времени суток и высоты места относительно среднего уровня Марса. Суточные изменения объясняются испарением поверхностного льда с восходом Солнца и появлением тумана. Низменные области характеризуются наиболее высоким содержанием паров, возвышенные области — низким содержанием.

Полученные «Викингом-1» средние значения давления, температуры и температурного градиента в тропосфере и стратосфере хорошо согласуются с данными измерений

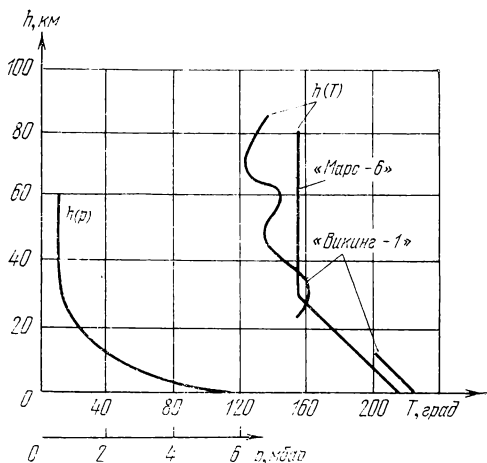


рис. 1.1. Данные по температуре в градусах Кельвина («Марс-6» и «Викинг-1») и по плотности, («Марс-6»).

от высоты 80 км до поверхности, переданными в 1974 г. спускаемым аппаратом советской межпланетной станции «Марс-6» (рис. 1.1). На высотах от 90 до 25 км температура изменяется от 165 до 120°K , локальные максимумы температуры отмечаются на высотах около 65 и 30 км. Средний температурный градиент в тропосфере равен $3,7^\circ$ на 1 км. В месте посадки КА «Викинг-1» максимальная температура составляла 249°K , минимальная температура

188 °К. Непосредственно после посадки КА «Викинг-1» было зарегистрировано атмосферное давление у поверхности 7,7 *мбар*, которое через 85 марсианских суток упало до 6,5 *мбар*.

В месте посадки «Викинга-2» средняя максимальная температура составляет 242,5 °К, минимальная температура 192 °К.

Средняя скорость ветра в области Утопия составляет 4,3 *м/сек*, минимальная 1,1 *м/сек*, максимальная 7,2 *м/сек*. Направление ветра в течение суток регулярно смещается по часовой стрелке. Атмосферное давление у поверхности в первые сутки после посадки было 7,74 *мбар*, а через 53 марсианских суток упало до 7,4 *мбар*.

Исследование состава атмосферы у поверхности Марса в месте посадки «Викинга-1» показало, что атмосфера состоит из углекислого газа (95%), азота (2 ÷ 3%), аргона (1 ÷ 2%) и кислорода (0,3%), т. е. подтвердилось содержание азота в марсианской атмосфере и уточнилось содержание аргона, количество которого предполагалось значительно большим.

Из приведенных в настоящей главе материалов видно, что решение задачи управления движением КА в атмосфере Марса сопряжено со многими трудностями, вытекающими из особенностей поверхности планеты и окружающей среды. В частности, из-за исключительной разреженности атмосферы возможности аэродинамического торможения ограничены. Сложный рельеф поверхности с перепадом высот в 10 и более километров приводит к постановке специальной задачи — выбора районов посадки, которые должны быть по возможности ровными и вместе с тем находиться ниже среднего уровня поверхности. При этом проблема мягкой посадки осложняется наличием большого количества камней на поверхности планеты. Наличие сильных ветров, пылевых бурь также относится к объективным факторам, существенно затрудняющим реализацию спуска КА. Все это должно обязательно учитываться при выборе схемы полета, разработке различных проблем спуска, включая прежде всего проектирование КА.

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

§ 2.1. УСЛОВИЯ ПОДЛЕТА КА К ПЛОТНЫМ СЛОЯМ АТМОСФЕРЫ

Номинальные условия входа КА в плотные слои атмосферы полностью определяются параметрами подлетной траектории, которые позволяют в общем случае рассчитать вектор состояния x , рассматриваемый на некоторой высоте h_a — условной границе плотных слоев атмосферы:

$$x = (t_0; x_0; y_0; z_0; V_{x0}; V_{y0}; V_{z0}),$$

где t_0 — момент входа КА в плотные слои атмосферы; $x_0, \dots, V_{z0}$ — соответственно координаты и проекции вектора скорости на оси выбранной системы координат.

В качестве *условной границы плотных слоев атмосферы* принимается то максимальное значение высоты над поверхностью планеты, на которой аэродинамическая сила торможения КА становится соизмеримой (порядка нескольких процентов) с силой притяжения планеты.

Как известно, аэродинамическая сила R_a равна

$$R_a = C_R \frac{\rho V^2}{2} S_m, \quad (2.1)$$

где C_R — коэффициент аэродинамической силы, ρ — плотность атмосферы на высоте h , V — скорость полета, S_m — площадь мидела КА.

Из выражения (2.1) следует, что величина R_a , помимо плотности, зависит от параметров спускаемого КА и скорости его движения. Отсюда ясно, что в каждом конкретном случае одно и то же значение R_a для различных КА будет достигаться на разных высотах h_a . Это неудобно для проведения исследований, и обычно во всех случаях высота условной границы атмосферы Марса принимается

постоянной и равной 100 км. Внесенные этим допущением погрешности в реальном полете оказываются весьма незначительными. При полете КА выше условной границы атмосферы в задачах спуска считается, что аэродинамическая сила не оказывает влияния на движение аппарата.

Для проведения качественного анализа, выявления основных особенностей и общих закономерностей движения нет необходимости рассматривать пространственное движение, привязываться к конкретной точке входа, что дает знание компонент вектора состояния, а достаточно рассматривать лишь продольное движение в плоскости подлетной орбиты. В последнем случае за начальные условия принимаются скорость входа V_0 и так называемый *угол входа* θ_0 — наклонение вектора скорости к местному горизонту на границе плотных слоев атмосферы. За начальную высоту принимается $h_0 = h_\pi$.

Во многих случаях вместо угла θ_0 более удобно использовать *высоту условного перицентра* траектории входа h_π (рис. 2.1). Это то минимальное расстояние от поверхности

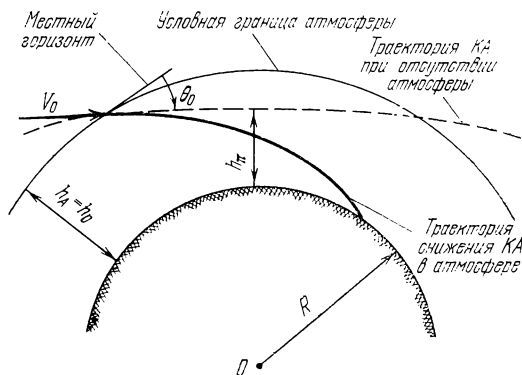


Рис. 2.1. Схема движения КА в атмосфере.

планеты, на котором прошла бы траектория при отсутствии атмосферы, т. е. *высота перицентра оскулирующей подлетной гиперболической траектории*. Между высотой условного перицентра h_π и углом входа θ_0 для каждой скорости входа существует однозначное соответствие,

определяемое формулами

$$h_{\pi} = \frac{p}{e+1} - R, \quad (2.2)$$

$$p = \frac{(R + h_0)^2 V_0^2}{\mu} \cos^2 \theta_0, \quad (2.3)$$

$$e = \sqrt{1 - K_0(2 - K_0) \cos^2 \theta_0}, \quad K_0 = \frac{(R + h_0) V_0^2}{\mu}. \quad (2.4)$$

Здесь p — фокальный параметр, e — эксцентриситет подлетной орбиты.

На рис. 2.2 приведена зависимость $h_{\pi}(\theta_0)$ для диапазона начальных скоростей $V_0 = 5,5 \div 7,5$ км/сек.

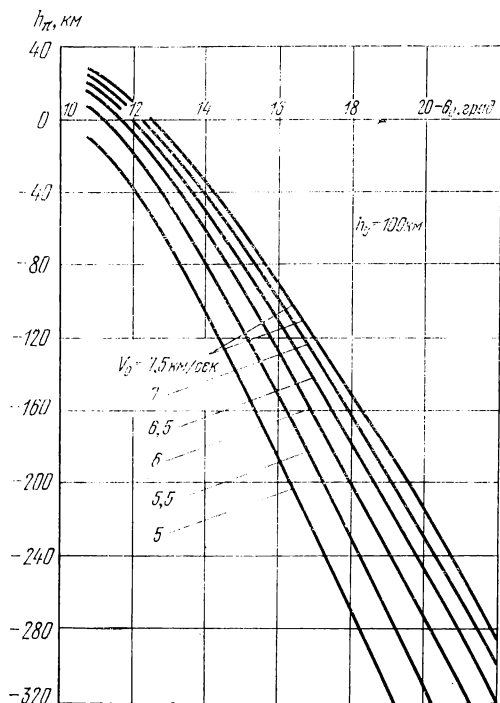


Рис. 2.2. Зависимость высоты условного перицентра траектории входа от угла входа.

Успех решения задач движения в атмосфере во многом зависит от точности обеспечения начальных условий,

формирование которых начинается еще при отлете КА с околоземной орбиты, когда выбирается и реализуется та или иная межпланетная траектория полета. Последующими коррекциями этой траектории и добиваются требуемых условий входа. При этом скорость входа почти полностью определяется выбранной схемой полета. Точность обеспечения расчетного значения V_0 достаточно высока и составляет величину порядка нескольких метров в секунду. Такая погрешность обычно не оказывает существенного влияния на траекторию спуска.

Схемы полета. В настоящее время известно большое число схем полета КА к планетам. Все они могут существенно различаться по решаемым задачам, по сложности реализации и баллистическим характеристикам. Обычно для их классификации используют следующие основные признаки [2, 88]:

- сложность маршрута полета;
- возвращение или невозвращение КА к Земле;
- конструктивно-целевое назначение КА;
- баллистические характеристики схем и траектории полета.

По сложности маршрута схемы полета КА к планетам можно разбить на две группы:

- к одной планете (без возвращения к Земле);
- к нескольким планетам (как с возвращением, так и без возвращения к Земле), например, схемы полета к Марсу с возвращением к Земле (полет к двум планетам) или полета к Марсу через Венеру с возвращением к Земле (полет к трем планетам).

По конструктивно-целевым признакам можно выделить следующие схемы полета межпланетных КА:

- пролетные (пролет у планеты для ее предварительного изучения);
- десантные (посадка на поверхность планеты);
- орбитальные (вывод КА на орбиту искусственного спутника планеты);
- комбинированные (различные комбинации перечисленных выше схем).

Для задач оптимизации траекторий перелета КА определяющим является число импульсов, т. е. число активных участков (участков включения двигательной установки) для изменения скорости полета КА на траектории полета.

Среди многочисленных схем полета к Марсу будем рассматривать только такие, которые предусматривают полет КА в его атмосфере. Во всех случаях предполагается, что КА стартует с орбиты ИСЗ на гиперболическую относительно Земли траекторию.

Параметры стартовой гиперболической траектории обеспечивают полет по переходной, эллиптической относительно Солнца траектории между орбитами Земли и планеты назначения. В сфере действия планеты КА движется по гиперболической траектории. В *прямых десантных схемах* осуществляется затем непосредственный спуск на поверхность Марса. *Орбитально-десантные схемы* отличаются от прямых десантных тем, что КА с гиперболической траектории сначала переводится на орбиту ИСМ, а затем на поверхность планеты десантируется спускаемый аппарат (СА).

В настоящее время обе схемы реализованы: полеты советских КА «Марс» осуществлялись по прямой десантной схеме, а американских КА «Викинг» — по орбитально-десантной схеме. Формирование орбиты ИСМ в последнем случае осуществлялось активным образом, т. е. путем приложения тормозного импульса для гашения избытка скорости.

В зависимости от величины импульса, сообщаемого на орбите ИСЗ, полет КА к планете назначения будет проходить либо по энергетически оптимальным, но длительным по времени, либо по так называемым «ускоренным» траекториям. Достоинством последних является сокращение времени перелета. Вместе с тем в этом случае существенно возрастают скорости входа КА в атмосферу: $V_0 \approx 7,5 \div 10$ км/сек по сравнению с $V_0 \approx 5,5 \div 7$ км/сек для энергетически оптимальных траекторий. Баллистические характеристики «ускоренных» схем могут быть в некоторых случаях существенно улучшены за счет попутного пролета Венеры: суммарная потребная характеристическая скорость КА для большинства циклов полета уменьшается на $1 \div 1,5$ км/сек, а скорость входа до $V_0 = 7 \div 8$ км/сек.

Таким образом, в зависимости от схемы перелета к Марсу возможны три вида движения КА в плотных слоях атмосферы:

— прямой спуск с гиперболической траектории;

- переводение КА на орбиту ИСМ с использованием предварительного торможения в атмосфере;
- спуск с орбиты ИСМ.

Диапазон возможных скоростей входа V_0 в первых двух случаях от 5,5 до 10 км/сек, а при спуске с орбиты ИСМ от 3,5 до 4,7 км/сек.

При этом, как отмечалось выше, в каждой конкретной реализации начальная скорость известна с высокой точностью. Иначе обстоит дело с другим начальным параметром — высотой условного перицентра (или углом входа θ_0). Посредством небольших по энергетике коррекций траектории КА на завершающем участке перелета можно обеспечить практически любое значение h_{π} независимо от выбранной схемы полета. В силу этого вводят понятие прицельной или номинальной высоты условного перицентра h_{π}^{np} (соответственно номинального угла входа θ_0^{np}). Это то желаемое значение высоты условного перицентра (или угла входа), которое выбирается из ряда определенных соображений, удовлетворяющих условиям поставленной задачи. Точность обеспечения номинального значения h_{π}^{np} (соответственно θ_0^{np}) оказывает большое влияние на режим движения КА в атмосфере, и поэтому желательно иметь минимальный разброс Δh_{π} (соответственно $\Delta \theta_0$). Величина Δh_{π} зависит от выбранной системы коррекции и навигации КА на межпланетном и припланетном участках полета. Уменьшение ее связано с усложнением и соответственным утяжелением этих систем.

Учитывая сказанное, а также возможности управления аппаратом в атмосфере, в каждом конкретном случае формулируются требования к так называемому *навигационному коридору входа*, который определяется точностью работы систем навигации и коррекции КА на подлетном участке траектории и характеризует ошибки входа КА в плотные слои атмосферы: $\Delta h_{\pi}^{нав}$ или $\Delta \theta_0^{нав}$. Величины $\Delta h_{\pi}^{нав}$ или $\Delta \theta_0^{нав}$ зависят от типа и точности навигационных измерений, используемых для определения траектории полета, от распределения измерений на навигационных участках, от выбора типа и момента проведения коррекции, от точности решения навигационных задач, от точности исполнения коррекций, от точности знания эфемерид планеты и других астрономических постоянных.

Наземные навигационные комплексы обеспечивают сравнительно невысокую точность наведения КА при полете к планетам Солнечной системы. Так, при полете к Марсу разброс по высоте условного перицентра может составлять $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}} = \pm 50 \div \pm 80 \text{ км}$ [2, 6, 11].

Использование автономных или комбинированных систем навигации, особенно на участке подлета к планете назначения, позволяет существенно уменьшить навигационный коридор входа. В частности, применительно к Марсу можно говорить о навигационных коридорах порядка $\pm 10 \div \pm 30 \text{ км}$ [2, 11].

Другие начальные параметры — время подлета к плотным слоям атмосферы, координаты точки входа — не играют столь существенной роли в исследовании общих закономерностей движения КА в атмосфере. Они имеют большое значение только при решении специальных задач (например, точная посадка в заданном районе поверхности) и при конкретных реализациях.

§ 2.2. МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ

Анализ проблем, возникающих на подлетном участке траектории, представляет собой очень важный и ответственный этап, ибо от них в значительной степени зависят условия движения КА в атмосфере. Очевидно, что выбранное на этом участке конкретное решение поставленных задач коренным образом влияет на другие участки. И все же прохождение плотных слоев атмосферы является решающим участком спуска, так как именно здесь аппарат испытывает воздействие мощных физических факторов. Участок спуска определяет требования не только к подлетному участку, но и к выбору всей схемы и траектории перелета.

Действительно, возможности использования атмосферного торможения предопределяют требования к подлетному участку и навигационному коридору входа, а это в свою очередь означает выбор траектории перелета, стратегии ее корректирования, состава бортовой аппаратуры, наземного измерительного комплекса и др.

Анализ участка аэродинамического торможения не может проводиться без предварительного построения достоверных моделей атмосферы. Под моделью атмосферы

понимается закон изменения плотности, температуры и давления по высоте, а также газовый состав атмосферы. Знание этих параметров необходимо для расчета аэродинамических, динамических, тепловых нагрузок и для расчетов на прочность КА. Построение модели атмосферы является самостоятельной задачей, объективно влияющей на выбор схемы полета, траектории спуска и в целом на конфигурацию КА. С ее изучения начинается анализ проблемы торможения КА в плотных слоях атмосферы. Для решения этой задачи используются теоретические оценки, а также вся имеющаяся косвенная информация об атмосфере, полученная с помощью радиоастрономических наблюдений. Первоначально анализ этих данных давал среднюю температуру на поверхности Марса 250°K с разбросом порядка $\pm 70^{\circ}$. Давление атмосферы у поверхности оценивалось в пределах $5 \div 20$ мбар.

Дальнейшее существенное уточнение параметров атмосферы возможно при использовании межпланетных автоматических аппаратов путем проведения:

- экспериментов на КА, пролетающих вблизи планеты (КА типа «Маринер»);

- экспериментов на КА, выведенных на орбиту ИСМ (КА типа «Маринер», «Марс», «Викинг»);

- прямых измерений с КА, осуществляющих посадку на поверхность («Марс-3, 6», «Викинг-1, 2»).

Совершенно очевидно, что наибольшую достоверность результатов дает третье направление. Однако получаемые при этом данные соответствуют одному профилю на траектории спуска. Их трудно экстраполировать на всю планету и на все времена года. Поэтому для создания достоверной инженерной модели нужно применять комплексный подход, учитывающий данные как прямых, так и косвенных измерений параметров атмосферы.

Первые космические аппараты проектировались в предположении самых неблагоприятных (энергоемких) условий спуска. В силу этого в качестве расчетной модели атмосферы была принята наиболее разреженная (по результатам наземных измерений) атмосфера. Полеты советских и американских автоматических станций к Марсу позволили уточнить параметры атмосферы, и в настоящее время при проектировании КА можно рассматривать более точные модели атмосферы.

Очевидно, модели атмосферы по самой своей природе требуют периодического пересмотра и обновления, с тем чтобы своевременно учитывать изменения как в наших знаниях о планете, так и в требованиях технического характера, предъявляемых к модели. Рассматриваемый ниже вариант модели учитывает информацию, имевшуюся на начало 1975 г. [1, 40, 42, 47, 59, 60].

В зависимости от характера изменения температуры по высоте атмосферу Марса можно разделить на два слоя: конвективную тропосферу и изотермическую атмосферу. Из наблюдений и теоретических расчетов следует, что температурный режим в атмосфере Марса близок к режиму лучистого равновесия, вертикальный температурный градиент мал. Прямые измерения температуры, проведенные на КА «Марс-6» во время спуска на парашюте, а также комплексный анализ измерений перегрузок при торможении в атмосфере и доплеровских скоростей согласуются с этими утверждениями. Оказалось, что в области высот от 0 до 25—30 км температура монотонно падает с увеличением высоты. Средняя скорость изменения температуры с высотой (градиент) составляет примерно 2,5 град/км.

Летом в экваториальной зоне градиент возрастает до 3 град/км. В средних широтах зимой и в полярных районах градиент уменьшается до 1,2 град/км. Малый градиент (1 град/км) наблюдается также во время пылевых бурь при высоких температурах атмосферы. Выше тропопаузы атмосфера изотермична и имеет температуру порядка $150 \div 160^\circ\text{K}$. Анализ температурного режима в атмосфере Марса по последним данным позволяет пересмотреть и обновить наши представления об очень важной характеристике атмосферы — законе изменения плотности атмосферы по высоте $\rho(h)$. При составлении моделей атмосферы Марса обычно рассматривают три температурных профиля: основной, минимальный и максимальный [59]. Для того чтобы оценить диапазон возможных изменений плотности $\rho(h)$, максимальные давления комбинируются с минимальными температурами, и наоборот. Зависимость плотности от высоты для трех моделей (кривые 2, 3, 4) дана на рис. 2.3. Следует, однако, отметить, что основные расчеты траекторий спуска КА, результаты которых нашли отражение в предлагаемой вниманию читателей книге,

проводились в период 1972—1975 гг., когда использовались иные модели, составленные на основании имеющихся представлений об атмосфере именно в эти и предшествующие годы. Зависимость плотности от высоты принималась экспоненциальной и имеющей вид

$$\rho = \rho_0 e^{-\beta h}, \quad (2.5)$$

где $\rho_0 = 0,013 \text{ кг/м}^3$, $\beta = 0,09 \text{ км}^{-1}$ — для наиболее разреженной атмосферы (кривая 1 на рис. 2.3) и $\rho_0 = 0,019 \text{ кг/м}^3$, $\beta = 0,07 \text{ км}^{-1}$ — для наиболее плотной (кривая 5 на рис. 2.3).

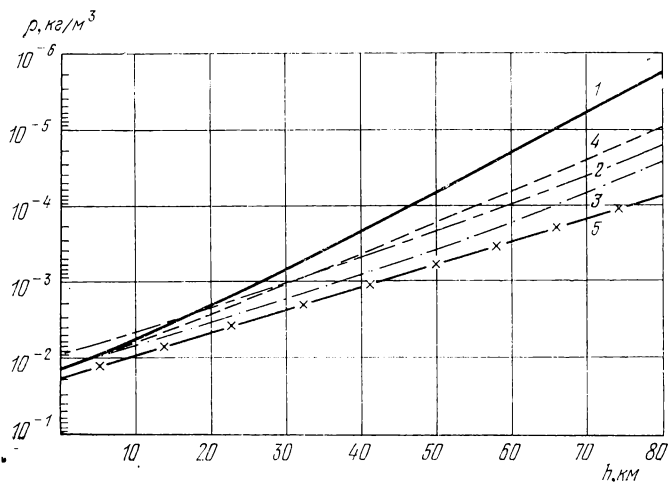


Рис. 2.3. Зависимость плотности от высоты для различных моделей атмосферы Марса.

Сравнение использованных авторами моделей (кривые 1 и 5) с рассматриваемыми в настоящее время (кривые 2, 3 и 4 на рис. 2.3) показывает, что за последние годы произошло незначительное уточнение (отличие в пределах $3 \div 5\%$), которое не оказывает заметного влияния на качественные и количественные результаты исследований. Лишь при синтезе траекторий конкретных КА появляется необходимость в проведении расчетов с использованием новых моделей.

§ 2.3. АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ КА В АТМОСФЕРЕ МАРСА

В настоящее время способ гашения энергии КА с использованием аэродинамического торможения при спуске на поверхность планеты, окруженной атмосферой, как энергетически оптимальный, находится вне конкуренции с другими способами, и именно таким образом осуществлялись посадки всех КА на поверхность Земли, Венеры и Марса. Однако использование его для торможения марсианских КА сильно затруднено, прежде всего, из-за разреженности атмосферы планеты. Это приводит к тому, что организация мягкой посадки на Марс находится на грани возможностей современной космической техники. Для выявления основных особенностей движения КА

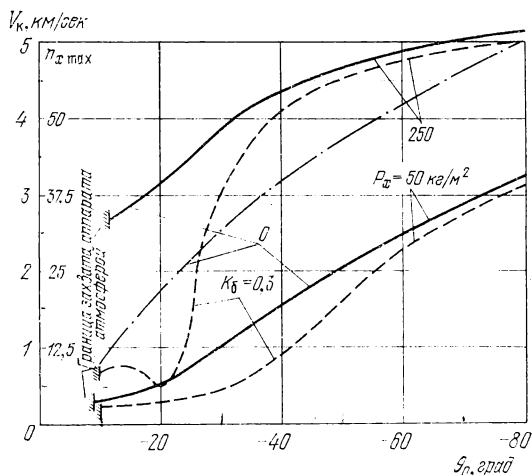


Рис. 2.4. Зависимость максимальной перегрузки (штрих-пунктирная линия) и конечной скорости (сплошная и штриховая линии) от угла входа.

в атмосфере Марса будем рассматривать два основных типа траекторий — баллистического и планирующего спуска.

Баллистический спуск. Так называется спуск без использования подъемной силы, когда аэродинамическое качество равно нулю ($K = 0$).

На рис. 2.4 приведены зависимости характерных параметров траектории спуска — максимальной перегрузки

($n_{x \max}$) и скорости в конце участка аэродинамического торможения V_K (конечная высота принималась равной 5 км) от угла входа для аппаратов баллистического типа, имеющих различные значения приведенной нагрузки на лобовую поверхность. Видно, что величина $n_{x \max}$ существенно зависит от угла входа, при этом с уменьшением $|\theta_0|$ происходит уменьшение $n_{x \max}$. Так, при $V_0 = 6$ км/сек и $|\theta_0| = 90^\circ$ максимальная перегрузка составляет $50 \div 70$. При более пологом входе эта перегрузка уменьшается вплоть до $10 \div 12$ вблизи границы захвата.

Под *границей захвата* будем понимать то максимальное значение высоты условного перицентра h_π^B (соответственно минимальное значение модуля угла входа $|\theta_0^B|$), при входе с которым КА не вылетает за пределы плотных слоев атмосферы.

Рассмотрение зависимостей, приведенных на рис. 2.4, показывает также, что с уменьшением модуля угла входа величина V_K уменьшается. Так, при крутом входе КА в атмосферу Марса с углом $|\theta_0| = 80^\circ$ и скоростью входа $V_0 = 6$ км/сек аппарат с величиной $P_x = 250$ кг/м² тормозится до скорости порядка 5,1 км/сек. Уменьшение модуля угла входа до 20° позволяет затормозить аппарат до 3,2 км/сек. Анализ зависимостей рис. 2.4 показывает также, что даже при достаточно точном входе вблизи границы захвата можно затормозить до скорости $V_K \leq 500 \div 700$ м/сек только те аппараты баллистического типа, которые имеют нагрузку на лобовую поверхность не более $P_x = 50 \div 70$ кг/м² (КА типа «Марс-3, 6»). Это чрезвычайно малая величина. Создание таких аппаратов представляет собой достаточно сложную задачу. В результате это приводит к тому, что масса полезной нагрузки, доставляемой на поверхность планеты, у аппаратов с малой величиной P_x существенно меньше, чем у аппаратов с большим значением (при одной и той же начальной массе КА). Отметим, что спускаемые аппараты кораблей типа «Союз» имеют нагрузку на лобовую поверхность порядка $500 \div 600$ кг/м², а спускаемые аппараты станций «Венера-9, 10» — порядка 400 кг/м².

Итак, из анализа траекторий баллистического спуска следует, что максимальная эффективность аэродинамического способа торможения достигается при использовании КА с малыми нагрузками на лобовую поверхность

($P_x \approx 50 \div 70 \text{ кг/м}^2$), входящих в атмосферу Марса вблизи границы захвата. При этом конечная скорость КА в конце участка аэродинамического торможения достаточно высока (составляет величину порядка $V_k = 500 \div 700 \text{ м/сек}$, максимальная перегрузка $n_{x\max} = 12 \div 15$) и существенно превышает скорость звука, составляющую для Марса примерно $185 \div 200 \text{ м/сек}$ в зависимости от плотности атмосферы.

Планирующий спуск. Так называется спуск при участии подъемных сил, когда аэродинамическое качество не равно нулю ($K \neq 0$). Следует отметить, что КА планирующего типа с большим значением аэродинамического качества ($K > 1$) пока не находят широкого применения в космической технике. (В настоящее время в США проектируется КА подобного типа с величиной аэродинамического качества $K_{\max} \approx 2,2$.)

Остановимся на особом классе аппаратов планирующего типа, нашедших широкое распространение в космической технике и получивших специальное название — *космических аппаратов скользящего типа*. Недостатки КА баллистического типа — большие максимальные перегрузки, малые допустимые коридоры входа, отсутствие управления на траектории снижения — могут быть в значительной степени устранены путем создания подъемной силы $Y = C_y S_m \rho V^2 / 2$ (где C_y — коэффициент аэродинамической подъемной силы) и использования ее для целей управления. Вместе с тем разработанные КА баллистического типа имеют ряд существенных преимуществ — простота реализации, максимальное значение коэффициента лобового сопротивления, что приводит к уменьшению нагрузки на лобовую поверхность и облегчению теплового режима, и т. д. В силу этого велись поиски таких форм аппаратов, которые сохраняли бы основные преимущества КА баллистического типа и одновременно имели новое качество — подъемную силу на траектории снижения.

В результате появились аппараты скользящего типа, которые при достаточно большом коэффициенте аэродинамической подъемной силы ($C_y > 0,3 \div 0,5$) имеют небольшое значение аэродинамического качества ($K = C_y / C_x \approx 0,2 \div 0,5$) в силу больших значений C_x .

На рис. 2.5 схематически изображен, аппарат сегментно-конической формы, представляющий собой тело

вращения с сегментной лобовой поверхностью и конической задней. При симметричном обтекании КА подобной формы (при угле атаки $\alpha = 0$) подъемная сила будет отсутствовать, т. е. спуск в этом случае будет баллистическим. При несимметричном обтекании ($\alpha \neq 0$) появляется вертикальная составляющая аэродинамической силы — подъемная сила ($K \neq 0$). Режим спуска аппарата такой

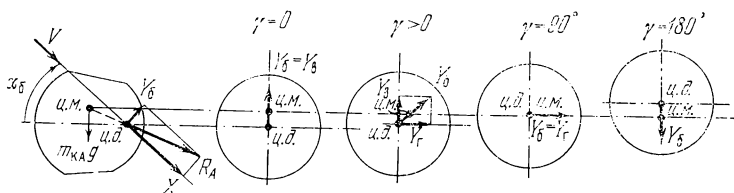


Рис. 2.5. Схема сил, действующих на КА сегментно-конической формы при управлении посредством изменения угла крена. V — скорость, набегающего потока.

формы с $\alpha \neq 0$ можно обеспечить приложением реактивных управляющих сил, создающих необходимую величину угла атаки на траектории снижения (*управление с помощью изменения угла атаки*). Однако такой способ сопряжен с большими расходами рабочего тела для реактивного управления, так как момент инерции относительно поперечной оси аппарата сегментно-конической формы достаточно велик. Но существует другой путь. Пусть центр масс КА окажется смещенным вверх от оси симметрии. Тогда спуск такого аппарата будет проходить с некоторым *балансирующим углом атаки* $\alpha = \alpha_0 \neq 0$, благодаря появлению момента относительно центра масс от силы лобового сопротивления, который для перехода в режим устойчивого полета будет уравниваться моментом от подъемной силы (см. рис. 2.5). Для удержания аппарата в полете на α_0 не требуется специального реактивного управления. Реактивное управление для стабилизации по углу атаки может понадобиться только для парирования разного рода возмущений.

Необходимо отметить один важный момент: вектор подъемной силы всегда лежит в одной плоскости — плоскости симметрии аппарата, проходящей через центр масс

и ось симметрии аппарата. В силу этого, при развороте аппарата на угол крена γ относительно оси «ц.м. — ц.д.» будет изменяться проекция подъемной силы $Y_{\bar{\sigma}} = C_{y\bar{\sigma}} S_{M\bar{\sigma}} V^2/2$ на вертикальную плоскость симметрии КА (здесь $C_{y\bar{\sigma}}$ — значение коэффициента аэродинамической подъемной силы при $\alpha = \alpha_{\bar{\sigma}}$). Значение подъемной силы при полете на балансировочном угле атаки $\alpha = \alpha_{\bar{\sigma}}$ и при угле крена $\gamma = 0$ обозначим $Y_{\bar{\sigma}}$. Тогда вертикальная составляющая Y_v при $\gamma = 0$ равна $Y_v = Y_{\bar{\sigma}} \cos \gamma$ и соответственно горизонтальная $Y_r = Y_{\bar{\sigma}} \sin \gamma$. Таким образом, появляется возможность не только получить подъемную силу Y_v , но и изменять ее в полете от $Y_v = Y_{\bar{\sigma}}$ до $Y_v = -Y_{\bar{\sigma}}$ посредством изменения угла крена.

В силу того, что КА статически нейтрален при вращении относительно оси крена «ц.м. — ц.д.», необходимая реактивная сила для его поворота на некоторый угол γ незначительна. Величина реактивного момента зависит в основном от ожидаемой величины возмущающего аэродинамического момента, определяемого коэффициентом m_{x0} . Возмущающий момент может возникать из-за несимметрии аппарата, неравномерного уноса массы при обгаре тепловой защиты и т. д. Управление с помощью изменения угла крена имеет большие преимущества из-за экономичности и простоты.

Необходимо отметить, что спуск аппаратов скользящего типа на основном участке траектории (при числах $M > 5 \div 6$) протекает практически с постоянным пространственным углом атаки $\alpha_{\bar{\sigma}} = \text{const.}$ В силу этого достаточно обосновано допущение о постоянстве коэффициентов лобового сопротивления $C_{x\bar{\sigma}}$ и аэродинамической подъемной силы $C_{y\bar{\sigma}}$, а следовательно, и аэродинамического качества $K_{\bar{\sigma}} = C_{y\bar{\sigma}}/C_{x\bar{\sigma}}$. Поэтому аппараты скользящего типа удобно характеризовать баллистическим параметром $\sigma_x = 1/P_x$ (или P_x) и располагаемым значением аэродинамического качества $K_{\text{расп}}$, за которое принимается значение качества при полете с углом атаки $\alpha = \alpha_{\bar{\sigma}}$, т. е. $K_{\text{расп}} = K_{\bar{\sigma}}$. Вертикальная составляющая аэродинамического качества, называемая *эффективной*, зависит от угла крена γ , а именно: $Y_{\text{эфф}} = Y_{\bar{\sigma}} \cos \gamma$; соответственно $K_{\text{эфф}} = K_{\bar{\sigma}} \cos \gamma = K_{\text{расп}} \cos \gamma$.

В соответствии с этим говорят об *управлении с помощью изменения угла крена или эффективного качества*. Нетрудно

видеть, что $K_{эф}$ может принимать любое значение от $K_{эф} = K_б$ ($\gamma = 0$) до $K_{эф} = -K_б$ ($\gamma = 180^\circ$).

В дальнейшем режим мгновенного перехода с $\gamma = 0$ на полет с $\gamma = 180^\circ$ (или наоборот) будем называть *переключением управляющего параметра с $+K_б$ на $-K_б$* (или с $-K_б$ на $+K_б$). Случаи, когда учитывается динамика разворота КА по углу крена, будут оговариваться особо.

Проведем *анализ траекторий скользящего типа*. Рассмотрим неуправляемый спуск с постоянным положительным значением аэродинамического качества — наиболее простой вид снижения с аэродинамической подъемной силой, для реализации которого требуется лишь стабилизация аппарата по крену. При достаточно крутом входе ($|\theta_0| > 40^\circ$) траектории аппаратов скользящего типа несущественно отличаются от баллистических траекторий спуска при прочих равных условиях. Так, при $|\theta_0| = 40^\circ$ $V_k = 4,38$ км/сек для КА с $P_x = 250$ кг/м² и $K_б = 0$ и $V_k = 4,12$ км/сек для аппарата с тем же P_x , но с $K_б = 0,3$ (рис. 2.4).

При пологом входе в ограниченный коридор конечная скорость аппаратов с $K_б \neq 0$ существенно меньше, чем соответствующая скорость аппаратов баллистического типа. Для приведенного выше примера уменьшение $|\theta_0|$ до 20° приводит к существенному уменьшению конечной скорости аппаратов скользящего типа: $V_k = 0,492$ км/сек (при $K_б = 0,3$; $P_x = 250$ кг/м²) и $V_k = 3,18$ км/сек (при $K_б = 0$; $P_x = 250$ кг/м²). Отмеченная скорость имеет место лишь в небольшом диапазоне углов входа, вблизи границы захвата (рис. 2.4). Следует, однако, отметить, что при входе КА в атмосферу под малым углом режим полета с $K = \text{const}$ на всей траектории спуска может оказаться недопустимым из-за возникающей опасности вылета КА за пределы атмосферы. Для того чтобы избежать рикошетирования КА и вылета за пределы атмосферы при входе по пологим траекториям и в то же время осуществлять полет на возможно больших высотах, необходимо организовать специальным образом управление КА. Это позволяет существенно сместить границу захвата КА атмосферой в сторону меньших значений модуля угла входа (выигрыш составляет примерно $1 \div 2^\circ$), расширяет возможности управляемого спуска КА и увеличивает

эффект использования аэродинамических подъемных сил по сравнению с баллистическим спуском.

Итак, использование КА с аэродинамическим качеством имеет большие преимущества по сравнению с аппаратами баллистического типа с точки зрения эффективности аэродинамического способа торможения КА в разреженной атмосфере Марса. При этом, однако, оказалось, что как в случае баллистического спуска, так и в случае управляемого недостаточно навести КА на диск планеты, а нужно организовать сравнительно точный вход в плотные слои атмосферы по крайней мере с разбросом по высоте условного перигентра, не превышающим $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}} \approx \pm 80 \div \pm 100 \text{ км}$ ($\Delta \theta_0^{\text{нав}} = \pm 3 \div 3,5^\circ$).

Выведение КА на орбиту ИСМ с использованием аэродинамического торможения. Используемый в настоящее время способ выведения КА на орбиту ИСМ посредством реактивного торможения с помощью двигательной установки требует больших энергетических затрат. Так, при организации перехода с траектории межпланетного перелета на точную орбиту ИСМ советских КА «Марс» и американских КА «Викинг» потребная величина тормозного импульса составила примерно 900—1000 м/сек. Следует учесть, что торможение с каждой 10 м/сек скорости на аппарате с начальной массой $5 \div 8 \text{ т}$ требует примерно

15 ÷ 20 кг дополнительной массы КА (масса топлива и конструктивных элементов двигательной установки). Поэтому выведение КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением во многих случаях должно привести и к существенному энергетическому выигрышу. Это подтверждается рис. 2.6, где показана

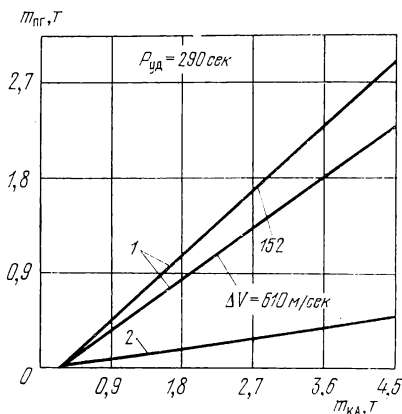


Рис. 2.6. Масса полезного груза на орбите ИСМ (2 — при торможении с помощью двигательной установки, 1 — с использованием торможения в атмосфере).

зависимость массы полезного груза, выводимого на орбиту ИСМ, от начальной массы КА, подлетающего к планете при использовании «активного» способа и с предварительным аэродинамическим торможением.

На рис. 2.7 представлены основные этапы схемы выведения на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением. КА входит в плотные слои атмосферы

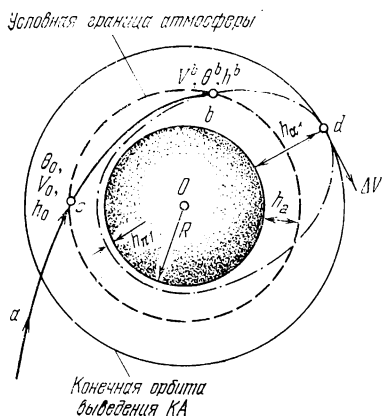


Рис. 2.7. Основные этапы выведения КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением.

(точка c) со скоростью V_0 под углом θ_0 . После аэродинамического торможения (участок cb) он вылетает из плотных слоев атмосферы и осуществляет движение по переходному эллипсу с высотой апоцентра h_{x1} и высотой перигея $h_{\pi 1}$. Из геометрических соображений ясно, что $h_{\pi 1}$ должно быть меньше высоты условной границы атмосферы ($h_{\pi 1} < h_a$).

При выведении КА на орбиту с использованием предварительного аэродинамического торможения сила аэродинамического

сопротивления оказывается вполне достаточной для уменьшения скорости от начальной гиперболической до околокруговой. Однако формирование окончательной орбиты с апоцентром высотой h_{x2} и перигеем высотой $h_{\pi 2}$ возможно только активным путем с использованием двигательной установки. В общем случае, если апоцентр окончательной орбиты обеспечивается соответствующим управлением на участке аэродинамического торможения, то потребные энергетические затраты на формирование орбиты ИСМ будут тем меньше, чем меньше разница между $h_{\pi 1}$ и $h_{\pi 2}$, т. е. чем больше будет скорость КА в апоцентре переходного эллипса.

Проведенный анализ аэродинамического способа формирования орбиты ИСМ показывает, что для этой цели невозможно использовать неуправляемые аппараты баллистического типа. Дело в том, что даже при точном знании

параметров атмосферы Марса выход КА баллистического типа на заданную высоту апоцентра переходной орбиты $h_{x1} = h_{x2}$ возможен по единственной траектории при входе КА в атмосферу с вполне определенным значением угла θ_0 . Ясно, что даже в этих идеальных условиях потребный коридор входа КА в атмосферу будет близок к нулю. Отклонение плотности атмосферы от расчетной и погрешности проектно-баллистических характеристик КА неизбежно приводят к существенным ошибкам, полностью исключающим этот способ выведения КА на орбиту ИСМ.

Возможность управления траекторией снижения КА с помощью аэродинамических сил позволяет парировать возмущения на атмосферном участке и достаточно точно вывести КА на заданную высоту апоцентра h_{x1} . При этом такое выведение возможно не для одного значения высоты условного перицентра траектории входа h_{π}^{up} , а для некоторого диапазона, называемого в дальнейшем *коридором входа*. Коридором входа называется такой диапазон высот Δh_{π} условных перицентров траекторий, при входе в любую точку которого КА с заданными параметрами и при идеальной работе системы управления может быть обеспечено выполнение поставленных условий. Так, в задаче выведения КА на орбиту ИСМ границы коридора входа определяются минимальной и максимальной высотой условных перицентров траекторий входа, когда еще обеспечивается достижение аппаратом требуемой высоты апоцентра $h_{x1} = h_{x2}$. Иными словами, при фиксированных параметрах аппарата и атмосферы для каждой скорости входа можно указать минимальное (h_{π}^{u}) и максимальное (h_{π}^B) значения высот, при которых реализуются требуемые высоты апоцентра h_{x1} при граничном управлении ($\gamma = 0^\circ$ и $\gamma = 180^\circ$ соответственно для h_{π}^{u} и h_{π}^B).

На рис. 2.8 представлены зависимости верхней h_{π}^B и нижней h_{π}^u границ коридора входа от величины аэродинамического качества K_G для различных скоростей входа V_0 и значений приведенной нагрузки на лобовую поверхность P_{∞} . Их рассмотрение показывает, что при отсутствии ограничений на величину максимально допустимой перегрузки и глубину погружения в атмосферу ширина коридора входа увеличивается с ростом нагрузки на лобовую поверхность, располагаемого качества и скорости входа.

При этом в последних двух случаях расширение коридора достигается за счет сдвига нижней границы условного перицентра h_{π}^H , в то время как верхняя граница практически не зависит от величины K_0 и V_0 .

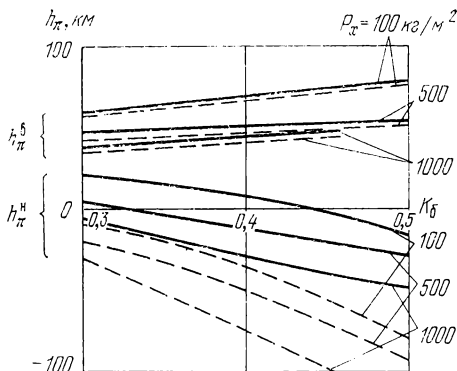


Рис. 2.8. Верхняя (h_{π}^B) и нижняя (h_{π}^H) границы оперативного коридора входа для различных значений K_0 и P_x (сплошная линия — при $V_0 = 6$ км/сек, штриховая линия — при $V_0 = 8$ км/сек).

На рис. 2.9 показаны зависимости минимальной высоты пролета КА над поверхностью Марса ($h_{\min}$) от величины располагаемого качества для разных значений V_0 и P_x . Эти зависимости получены для предельных условий движения: КА входит по нижней границе коридора и движется в самой разреженной атмосфере. Видно, что $h_{\min}$ возрастает с уменьшением K_0 , P_x и V_0 . При этом для $V_0 \geq 8$ км/сек, $P_x \geq 500$ кг/м² и $K_0 \geq 0,3$ величина $h_{\min} < 10 \div 12$ км, т. е. в некоторых случаях в силу исключительной разреженности атмосферы Марса движение КА может происходить на достаточно низких высотах. Из-за особенностей рельефа Марса это может привести к жесткой посадке КА на поверхность. Уменьшить вероятность подобного события можно путем сдвига нижней границы в сторону больших значений высоты условного перицентра. Однако в этом случае величина Δh_{π} уменьшается, что вызывает ужесточение требований к пави- гационному коридору входа.

Приведенные результаты (см. рис. 2.8 и 2.9) показывают, что для достаточно широкого диапазона параметров КА принципиально возможно реализовать рассматриваемый способ выведения, хотя это и сопряжено с

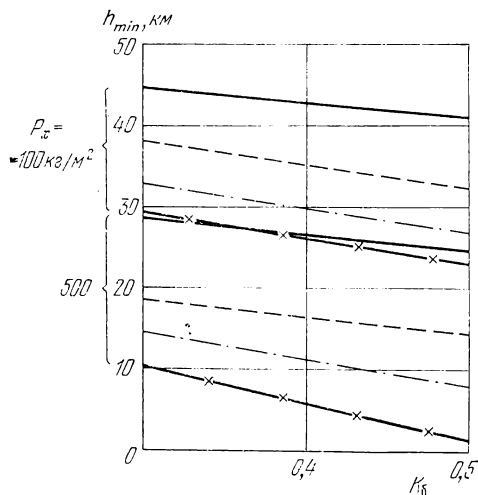


Рис. 2.9. Минимальная высота пролета КА над поверхностью Марса (сплошная линия — при $V_0 = 6$ км/сек, штриховая — при $V_0 = 8$ км/сек, штрихпунктирная — при $V_0 = 10$ км/сек, линия с крестиками — при $V_0 = 12$ км/сек).

необходимостью решения многих сложных задач — организации точного входа, использования совершенных систем управления, создания тепловой защиты и многих других. Однако во многих случаях здесь можно ожидать существенного энергетического выигрыша (см. рис. 2.6).

§ 2.4. ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ КА В АТМОСФЕРЕ МАРСА

При спуске КА на Землю или Венеру не возникало сомнений в достаточности тормозящих способностей атмосферы этих планет. Поэтому основные усилия были направлены на такую организацию аэродинамического торможения, поиск таких траекторий движения, чтобы минимизировать массу теплозащитного покрытия КА, величину максимальной перегрузки и т. п. При спуске КА

в атмосфере Марса основные трудности связаны с организацией мягкой посадки при возможно меньших затратах энергии, что приводит к ряду специфических требований при управлении КА.

1. Необходимость *точного входа КА в плотные слои атмосферы* приводит к задаче максимизации коридора входа (средствами управления на атмосферном участке движения). Дело в том, что система внеатмосферной навигации и коррекции получается тем проще, надежней и легче, чем меньшую точность она должна обеспечить, т. е. чем больше допустимый навигационный коридор. Для атмосферного участка, наоборот, чем точнее вход, тем проще организовать оптимальные или близкие к ним режимы снижения. В таких условиях возможен следующий компромиссный подход: решается задача максимизации коридора входа ($\max \Delta h_{\pi}$) и, исходя из полученных результатов и практических возможностей, выдвигаются требования к величине навигационного коридора. При этом оказывается, что задача максимизации коридора входа радикально может быть решена только при использовании КА с большим значением аэродинамического качества, а это влечет за собой дополнительный комплекс сложных проблем. В случае решения задачи более простыми способами (на аппаратах скользящего или баллистического типа) расширение коридора возможно в основном за счет увеличения массы системы мягкой посадки КА, что в целом нежелательно.

Еще большую остроту проблема расширения коридора входа имеет при выведении КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением. Достаточно сказать, что если для практического решения задачи спуска КА на Марс необходимо обеспечить ширину навигационного коридора входа по высотам условного перигея $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}} = \pm (50 \div 80) \text{ км}$, то для выведения на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением необходим навигационный коридор не более $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}} = \pm (25 \div 30) \text{ км}$. А это выдвигает большие дополнительные трудности при построении системы межпланетной навигации.

2. Необходимо *максимально уменьшить возможность «жесткой» посадки КА* (т. е. встречи с поверхностью до введения СМН) и *увеличить вероятность благополучной*

мягкой посадки. Это выдвигает требование ограничить максимальную глубину погружения в плотные слои атмосферы, а также ставит проблему выбора места посадки. Разреженность атмосферы Марса вызывает стремление организовать движение КА в ее нижних, приповерхностных слоях, где плотность наибольшая, чтобы максимальным образом увеличить эффективность ее тормозящих свойств. Однако это стремление входит в противоречие с имеющейся большой неопределенностью в знании рельефа поверхности Марса: возможный перепад высот может достигать 5 ÷ 10 км и более. Чтобы исключить вероятность жесткой посадки КА, при организации движения в нижних слоях атмосферы для гашения избытка скорости необходимо накладывать ограничение по минимально допустимой высоте полета над поверхностью ($h_{\min} \geq h_{\text{доп}}$). Как отмечалось, чем меньше величина $h_{\text{доп}}$, тем больше возможностей у КА эффективно использовать тормозящие свойства атмосферы. Поэтому рациональная величина $h_{\text{доп}}$ является очень важной характеристикой, во многом определяющей решение проблемы мягкой посадки. Выбору $h_{\text{доп}}$ должен предшествовать достаточно тщательный анализ рельефа поверхности планеты по трассе снижения КА, а также в районе посадки.

Важность и ответственность выбора района посадки можно проиллюстрировать на примере решения этой задачи для КА «Викинг». Предварительный и тщательный выбор районов посадки для аппаратов «Викинг» производился в основном по телевизионным изображениям и результатам зондирования поверхности Марса, полученным в 1972 г. от КА «Маринер-9», выведенного на орбиту ИСМ, а также учитывалась представленная советскими учеными информация с АМС «Марс» [83].

Выбирались районы, удовлетворяющие следующим требованиям:

- 1) Достаточно низкий уровень поверхности, что обуславливает сравнительно высокое атмосферное давление и повышает эффективность аэродинамического торможения посадочных блоков, а также увеличивает вероятность наличия воды в жидкой фазе.

- 2) Отсутствие сильных ветров, поскольку СМП посадочных аппаратов «Викинга» эффективна лишь при скорости ветра до 67 м/сек.

3) Небольшая пересеченность и отсутствие крутых склонов, поскольку клиренс посадочного аппарата «Викинг» составляет всего 23 см.

4) Достаточная песущая способность грунта для удержания аппарата и в то же время не слишком высокая его твердость, чтобы грунтозаборник мог брать пробы.

5) Местоположение между 25° ю. ш. и 75° с. ш., что предопределено баллистическими требованиями.

В качестве возможных мест посадки рассматривались 22 района Марса: 11 — вблизи экватора, 7 — в средних широтах и 4 — в северном полярном районе (между 63° и 73° с. ш.). В конечном счете для каждого из двух посадочных аппаратов были выбраны один основной и один запасной районы посадки, каждый из которых представляет собой эллипс размером 77×580 км. На этом решение задачи не считалось законченным, и в целях гарантированного обеспечения мягкой посадки была разработана соответствующая схема полета, предполагающая первоначальное выведение КА на орбиту ИСМ, дополнительное изучение района посадки, включая и метеобстановку. Лишь в случае подтверждения правильности ранее принятых решений разрешается спуск посадочного аппарата. Предполагаемый интервал между моментом выхода КА на ареоцентрическую орбиту и моментом посадки составлял около трех недель, но он мог быть увеличен и до 50 суток, если бы это потребовалось для лучшего изучения заранее выбранных районов посадки или выбора новых, если бы выяснилась непригодность предполагаемого места посадки.

Американские специалисты надеялись, что посадка на поверхность Марса будет совершена 4 июля 1976 г. в день 200-летней годовщины США, но это оказалось невозможным. КА «Викинг-1» был выведен на орбиту ИСМ 19 июня 1976 г., 21 июня КА был переведен на синхронную орбиту с периодом 24 ч 37 мин. и начал изучение района посадки. Выяснилось, что намеченный район не благоприятен для посадки и 8 июля была проведена коррекция КА с целью создания наиболее благоприятных условий для съемки нового района приземления. И лишь 20 июля 1976 г. был проведен успешный спуск посадочного блока в район равнины Хриса. Аналогичная картина наблюдалась и во время полета КА «Викинг-2», который

7 августа 1976 г. был выведен на орбиту ИСМ, причем только 4 сентября был осуществлен спуск посадочного аппарата в районе равнины Утопия.

3. Необходима *комплексная увязка всех участков траектории спуска*. При спуске в разреженной атмосфере Марса значительно возрастает роль участка мягкой посадки КА. Из-за существующей связи участков аэродинамического торможения и мягкой посадки возникает необходимость комплексной увязки этих участков на траектории спуска КА. Условно можно выделить два взаимосвязанных этапа:

- синтез номинальных траекторий (задача комплексной траекторной оптимизации);

- синтез возмущенных траекторий (на уровне разработки автономных алгоритмов управления).

Комплексная оптимизация траекторий спуска — это необходимый первоочередной этап всестороннего исследования проблемы мягкой посадки КА на Марс, позволяющего в конечном итоге наиболее эффективно решить рассматриваемую проблему. Значение математической теории оптимизации трудно переоценить. Во-первых, она позволяет устранить эмпирический подход в решении различных частных задач. Во-вторых, полученные при оптимальном управлении численные результаты определяют тот теоретический предел, к которому надо стремиться при практическом построении той или иной системы. Вместе с тем не всегда и не везде целесообразно применять эти методы. Для хорошо изученных систем, проверенных практически, методы оптимизации дают, как правило, небольшой выигрыш, так как из опыта удается обычно определить решения, близкие к оптимальным. Но для перспективных комплексных задач, примером одной из которых является спуск в атмосфере Марса, использование методов оптимизации весьма целесообразно.

Комплексная увязка номинальных траекторий на обоих участках спуска показывает принципиальную возможность решения задачи спуска КА на поверхность Марса. О реализуемости мягкой посадки КА можно судить лишь после комплексного анализа возмущенных траекторий и оценки возможности создания автономных алгоритмов управления КА, способных эффективно справляться с действующими возмущениями на всех участках

снижения КА и обеспечить мягкую посадку на поверхность (либо выведение на орбиту ИСМ) при выполнении всех поставленных ограничений и условий.

Задача синтеза оптимального управления на борту КА при действии значительных атмосферных возмущений, ошибках в начальных условиях входа, возможных отклонениях проектно-баллистических характеристик КА и других приобретает исключительно важное значение. Специфика управления траекторией как при спуске, так и при выведении на орбиту ИСМ заключается в том, что погрешности алгоритма управления должны компенсироваться за счет дополнительных затрат массы КА либо на торможение КА (при спуске), либо на формирование требуемых элементов орбиты (при выходе на орбиту ИСМ). Поэтому точность управления возмущенной траекторией спуска должна быть очень высокой, чтобы эти дополнительные затраты были по возможности минимальными. При спуске первых КА на поверхность Марса организация точной посадки не является первостепенной задачей, в то время как для выведения КА на орбиту ИСМ задача управления КА должна решаться чрезвычайно точно. Это накладывает свои специфические особенности на синтез автономных алгоритмов управления КА при выведении на заданную орбиту ИСМ с использованием предварительного аэродинамического торможения.

В соответствии с имеющимися тенденциями развития космической техники комплексное исследование автономных алгоритмов управления марсианских КА ведется в двух направлениях:

- построение простых алгоритмов управления, когда используется сравнительно легкодоступная для измерений информация и предполагается ее обработка в простейших вычислительных устройствах;

- построение более совершенных алгоритмов управления с использованием бортовых ЦВМ.

При использовании алгоритмов первого типа поставленная задача решается, как правило, с существенными методическими ошибками, но тем не менее достигаемая в этом случае точность управления обычно удовлетворяет требованиям. Простота алгоритмов обеспечивает создание достаточно надежной системы управления при минимальной ее массе.

Качественно новые возможности синтеза автономных алгоритмов появились в связи с разработкой компактных и высокоэффективных бортовых ЦВМ. Оказалось возможным проводить на борту КА выбор требуемого управления и определять в ходе полета оптимальную стратегию управления. В настоящее время все перспективнейшие и многие из современных разработок алгоритмов управления рассчитаны исключительно на применение бортовых ЦВМ.

Хотя возможности системы управления с бортовой ЦВМ существенно расширяются, однако они все же ограничены характеристиками вычислительной машины. Поэтому среди всех возможных алгоритмов следует рассматривать только те, которые требуют для своей реализации бортовой ЦВМ с приемлемым быстродействием и памятью (оперативной и долговременной) при прочих равных условиях. В дальнейшем будет рассмотрено несколько возможных путей синтеза автономных алгоритмов управления движением КА в атмосфере Марса как с помощью простых бортовых вычислительных устройств, так и при использовании бортовых ЦВМ. При построении алгоритмов будут учитываться выявленные особенности решения задач комплексной программной оптимизации траекторий снижения КА в атмосфере Марса.

4. Необходим *взаимосвязанный выбор проектно-баллистических характеристик КА*. Под основными проектно-баллистическими характеристиками КА скользящего типа подразумевается прежде всего располагаемое аэродинамическое качество $K_{расп}$, а также баллистический параметр σ_x (или обратная величина — приведенная нагрузка на лобовую поверхность P_x). Известно, что для аппаратов, управляемых по крену и осуществляющих посадку на планеты с более плотной атмосферой (например, на Землю), решающее значение имеет величина $K_{расп}$, а абсолютная величина P_x не играет принципиальной роли по крайней мере с баллистической точки зрения. Иначе обстоит дело при рассмотрении задачи спуска в атмосфере Марса. Здесь одинаково важное значение имеют оба рассматриваемых параметра.

Эффективность управления в общем случае зависит от возможного диапазона изменения управляющего параметра, в качестве которого используется аэродинамическое качество. Как известно, величину $K_0 < 1$ можно реа-

лизовать на бескрылых аппаратах, имеющих простые аэродинамические формы; реализация значений аэродинамического качества, близких к максимальному для выбранной формы КА, сопряжена с большими трудностями в отношении компоновки и тепловой защиты, обеспечении динамической и статической устойчивости и т. д. Поэтому прежде всего необходимо решить задачу определения минимального значения располагаемого качества, потребного для решения поставленной задачи.

В отношении второго проектно-баллистического параметра P_x можно отметить следующее. С увеличением P_x уменьшается эффективность использования тормозных свойств атмосферы Марса для гашения избытка скорости спуска КА (см. рис. 2.4). В этом смысле желательно иметь возможно меньшее значение P_x . Однако последнее требование связано с рядом существенных ограничений, которые имеют место при создании КА: определенная величина диаметра миделевого сечения головного обтекателя ракеты-носителя, возможная величина выводимого полезного груза, конструктивные особенности проектирования КА и ряд других. Все это требует дополнительных комплексных исследований, выходящих за рамки получения исходных предпосылок на проектирование КА. Главным является то, что при спуске в атмосфере Марса задачу о минимальном потребном значении $K_{расп}$ нельзя решать в отрыве от возможной нагрузки на лобовую поверхность. Если известны масса КА и возможный диаметр миделя, то с баллистической точки зрения следует выбирать такую форму, которая обеспечивает максимальное значение коэффициента лобового сопротивления при прочих равных условиях.

В силу отмеченных факторов задача определения проектно-баллистических характеристик КА, предназначенного для спуска в разреженной атмосфере Марса, оказывается существенно сложнее, чем для КА, осуществляющих спуск на планеты, которые имеют более плотную атмосферу (Земля, Венера), и указанная задача требует комплексного решения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МЯГКОЙ ПОСАДКИ

§ 3.1. ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ

После того как получены общие понятия о характерных особенностях движения КА в атмосфере Марса и сформирован круг задач, требующих первоочередного исследования, можно перейти к следующему этапу — поиску оптимальных траекторий и оптимальных параметров КА, позволяющих реализовать оптимальные режимы снижения.

Оптимальным режимом спуска считается такой, при котором достигается экстремум некоторого числового показателя — *критерия оптимальности*. Если нам известен объект оптимизации, который каким-то определенным образом описан, метод оптимизации и параметры управления, то с использованием этого метода осуществляем направленное воздействие на систему с целью достижения экстремума $I = I^*$. Последний зависит как от заданных характеристик объекта, которые не подвергаются процедуре оптимизации, — некоторый вектор $\mathbf{p} = \{p_1, p_2, \dots, p_m\}$, так и от вектора управления $\mathbf{u} = \{u_1, u_2, \dots, u_n\}$:

$$I = I(\mathbf{p}, \mathbf{u}). \quad (3.1)$$

В зависимости от управления $\mathbf{u}$ критерий I может быть как функционалом, когда $\mathbf{u}$ — функция, так и критериальной функцией, если $\mathbf{u}$ описывается совокупностью констант.

В процессе оптимизации необходимо обеспечить

$$I^* = I(\mathbf{p}, \mathbf{u}^*) = \operatorname{extr}_{\mathbf{u} \in U} I(\mathbf{p}, \mathbf{u}),$$

где $\mathbf{u}^*$ — оптимальное управление, принадлежащее области допустимых управлений U .

При постановке и решении задачи оптимизации исследователи сталкиваются по крайней мере с тремя проблемами [76].

а) *Определение критерия оптимальности.* Необходимо сформулировать и сформировать некоторые условия, которые отражают основное назначение системы и характеризуют эффективность выполнения поставленных перед ней задач.

Исследователи сталкиваются с большими трудностями формального представления критерия оптимальности для таких сложных систем, как космический аппарат, работа которых характеризуется различными, зачастую противоречивыми показателями качества. При этом необходимо подчеркнуть, что практическая ценность критерия целиком зависит от того, насколько полно он соответствует назначению объекта.

б) *Проблема идентификации*, т. е. формального представления объекта оптимизации, составления его математической модели. В общем случае оптимизируемый объект может быть описан разными математическими моделями. Это в значительной степени определяется постановкой задачи, в соответствии с которой разрабатывается модель, отражающая наиболее важные для изучения свойства объекта. Исследователю приходится, как правило, идти на компромисс между ожидаемой точностью результатов и сложностью модели. Здесь очень важен опыт и квалификация исследователя.

в) *Выбор метода решения задачи.* После того как построена математическая модель изучаемого объекта и сформулирован критерий оптимальности, следует приступить к процедуре оптимизации с привлечением определенного математического аппарата. Можно указать различные методы решения. Но в каждом конкретном случае требуется найти метод, который, с одной стороны, давал бы искомое решение задачи, а с другой — являлся бы наиболее рациональным с точки зрения его применимости, корректности и потребных ресурсов ЭВМ. А это в свою очередь определяется свойствами рассматриваемой математической модели и зависит от сложности оптимизируемых параметров, накладываемых ограничений и т. д. Приемлемых рекомендаций в этом направлении, как правило, не оказывается.

Указанные проблемы в той или иной степени присутствуют в любой задаче оптимизации, и в зависимости от характера сложности конкретной решаемой задачи на первый план выходит та или иная из них.

Перейдем к более подробному рассмотрению указанных проблем применительно к рассматриваемой задаче мягкой посадки на поверхность Марса.

§ 3.2. ВЫБОР КРИТЕРИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ

Надежность и корректность решения задачи зависят от правильного выбора критерия оптимальности. Основной принцип выбора критерия заключается в строгом соответствии избранного критерия той цели, которая должна быть достигнута в результате функционирования объекта. Формулировка этого принципа достаточно проста, однако при его применении в конкретных задачах возникают существенные трудности, которые видны из следующих соображений. Во-первых, к критериям предъявляются, как правило, противоречивые требования. С одной стороны, критерий должен быть простым, физичным, легко вычисляться, но с другой — учитывать все существенные особенности работы системы в данном окружении, среде. Кроме того, критерий должен заметным образом реагировать на изменение параметров. Во-вторых, в сложных системах из-за неясности в оценке наилучшего результата критерий может принимать векторную форму, по которой трудно оценить эффективность системы (*проблема многокритериальности*). И наконец, в силу иерархической структуры большинства систем трудно, а иногда и невозможно, оценить степень соответствия частных задач эффективности подсистем общей задаче эффективности глобальной системы.

Указанные трудности преодолеваются прежде всего путем предварительного анализа системы, выявления наиболее существенных факторов и отбрасывания второстепенных. Подобная процедура может быть основана на анализе чувствительности критериальной функции. Основным направлением в преодолении второй и третьей из указанных здесь групп трудностей является синтез некоторого глобального критерия на базе нескольких частных критериев. Следует отметить, что наиболее простой,

однокритериальный подход, заключающийся в осмысленном, направленном выборе наиболее важного критерия и в переводе остальных критериев в разряд ограничений, обладает известной ограниченностью, иногда не позволяющей корректно решить поставленную задачу, особенно с учетом требований системного подхода.

Многокритериальная задача наиболее сложна в постановке и решении, но ее необходимо рассматривать в тех случаях, когда

- оценивается эффективность совместно действующих нескольких систем, каждая из которых определяется своим показателем эффективности;

- эффективность системы оценивается для различных условий и для каждого вводится отдельный критерий;

- производится одновременная оценка системы с нескольких точек зрения.

В общем виде задача оптимального проектирования оценивается скалярными критериями $I_1, I_2, \dots, I_s$, образующими *вектор эффективности* I . В процессе проектирования могут быть найдены различные варианты решений I_r , определенные в допустимой области решений I_x , образованной соответствующими ограничениями. Необходимо найти решение I^* , принадлежащее области I_x и обеспечивающее оптимальное значение вектора эффективности.

Рассматриваемый подход является наиболее общим, а путь решения наиболее трудоемким. При этом возникают следующие основные проблемы:

- а) Выбор принципа оптимальности, определяющего отношение порядка между компонентами вектора эффективности.

- б) Нормализация, т. е. приведение к одному масштабу измерений компонент вектора эффективности.

- в) Учет приоритета, степени важности компонент, определяющего значимость достижения совершенства по отдельным компонентам.

Для принятия решения, оптимального в смысле векторного критерия, в первую очередь выделяется *область компромиссов*, или *область решений, оптимальных по Парето* [53]. Эту область можно определить как некоторое подмножество, принадлежащее множеству допустимых решений и обладающее тем свойством, что внутри этой

области одна компонента вектора эффективности не может быть улучшена без ухудшения хотя бы одной другой компоненты. Задача нахождения области Парето сводится к задаче нахождения глобальности экстремума линейной формы, справедливого для выпуклого допустимого множества, при отсутствии выпуклости производится определение всех локальных экстремумов и их проверка по условиям доминирования. Выделение области Парето существенно сужает области поиска оптимальных решений и тем самым ускоряет процесс оптимизации. После выделения этой области выбор оптимального решения производится на основе какой-либо схемы компромисса, имеющей общие принципы.

Пусть все компоненты вектора эффективности равноценны; тогда справедливым будет такой компромисс, при котором относительный уровень снижения качества по одной из компонент не превосходит аналогичной величины по остальным компонентам. Этот подход называют *принципом справедливого компромисса*. Существенным недостатком этого принципа является неприменимость его в случае различной важности компонент вектора эффективности. Этот недостаток можно устранить введением *вектора распределения важности критериев*

$$\Phi = \{\varphi_1, \dots, \varphi_j\},$$

в соответствии с компонентами которого изменяются коэффициенты. Однако при этом возникают трудности в аргументированном построении вектора Φ . Поэтому вводятся другие принципы компромиссов, например *принципы гибкого и жесткого приоритетов*. При использовании принципа жесткого приоритета компоненты располагаются по важности в ряд предпочтения

$$I_{11} \succ I_{21} \succ \dots \succ I_{ij},$$

на основе которого проводится последовательная оптимизация. При этом недопустимым считается повышение уровня менее важных компонент, если это приводит к любому уменьшению уровня более важных компонент. В этом случае оптимизация сводится к последовательному отысканию локальных оптимумов и при практическом применении приводит к однокритериальной оптимизации по наиболее важному критерию.

Применение принципа гибкого приоритета предполагает задание коэффициентов важности компонент, образующих вектор распределения Φ . Соответствующие компоненты вектора Φ учитываются при проведении нормализации компонент. Таким образом, производится двойная нормализация критериев — по масштабу и по важности. Этот принцип аналогичен принципу справедливого компромисса с корректировкой критериев по важности.

Одним из широко распространенных методов многокритериальной оптимизации является *метод априорного ранжирования*, являющийся достаточно точным инструментом при необходимости выбора одного из многих вариантов принципиально различающихся решений [20]. Метод сводится к выбору компонент векторного критерия эффективности, ранжированию этих компонент по важности путем введения весовых коэффициентов и определению числовых значений каждой компоненты (как по объективным, так и по субъективным факторам). После этого осуществляется *свертывание векторного критерия в скаляр* и выбирается вариант с наибольшим (или наименьшим) значением этого скаляра. Последнее приводит во многих случаях к существенному упрощению задачи. Следует отметить, что под свертыванием (или объединением) векторного критерия оптимальности понимается процесс образования скалярной функции $I = \Phi [I_1, I_2, \dots, I_s]$, являющейся обобщенным критерием для задачи многокритериальной оптимизации. Вопросам построения обобщенных критериев оптимальности и сведению многокритериальных задач к однокритериальным посвящено много работ (см., например [14, 15, 17, 76]). Ниже кратко остановимся лишь на нескольких наиболее распространенных и характерных способах свертывания.

1. Самым простым способом свертывания векторного критерия в скаляр является *суммирование компонент с соответствующими весовыми коэффициентами*, т. е. строится обобщенный критерий качества в аддитивной форме:

$$I = \sum f_s I_s, \quad (3.2)$$

где I_s — критерий эффективности s -й операции, f_s — весовой коэффициент s -й операции.

Подобный способ может быть применен в задачах проектирования при оценке эффективности системы по критериям веса (или стоимости), когда суммарный вес (стоимость) аддитивно включает веса (стоимости) подсистем.

2. Другим способом свертывания векторного критерия в скаляр является *последовательное достижение частных целей*. При этом компоненты располагаются в некоторой последовательности и оптимизация по s -й очередной компоненте начинается после выполнения оптимизации предыдущих компонент. Математически это выражается соотношением

$$I^* = I_j + \sum_{i=1}^{j-1} \sup I_i,$$

где $\sup I_i$ — верхняя граница возможных критериев эффективности.

Данный способ приемлем при оценке эффективности объекта (подсистемы) в иерархической структуре.

3. Во многих случаях удастся выделить какой-либо основной показатель (например, I_1), к экстремальному значению которого и следует стремиться, в то время как другие компоненты удовлетворяют неравенствам, полученным, например, на основании тактико-технических требований,

$$I_2 \geq I_{2\text{тр}}, \quad I_3 \leq I_{3\text{тр}} \quad \text{и т. п.}$$

4. При наличии в системе случайных возмущений за обобщенный критерий оптимальности рекомендуется принять максимум вероятности Π удовлетворения всем техническим требованиям (3.1):

$$I = \Pi [I_1 \leq I_{1\text{тр}}, I_2 \leq I_{2\text{тр}}, I_3 \leq I_{3\text{тр}}, \dots].$$

Кроме этих способов, возможны также другие, основанные на получении компромиссных решений. Приведенные сведения и имеющиеся в литературе другие рекомендации тем не менее не позволяют при решении конкретной практической задачи однозначно и правильно выбрать критерий оптимальности. По существу вопроса следует сделать ряд принципиальных замечаний [76].

1. При любом представлении критерия оптимальности присутствуют элементы субъективизма, проявляющиеся

либо при оценке отдельных показателей, либо при формулировке требований и т. п. Только хорошее знание условий работы системы и состояния техники в ближайшей перспективе может уменьшить эффект субъективизма.

2. Свертывание многокритериальной задачи формально производится достаточно просто. Но далеко не всегда удается оптимизация по такому критерию. Причина заключается в отсутствии однозначной зависимости искомого оптимального управления u^* от множества частных показателей, которые становятся зачастую очевидными лишь после реализации системы.

3. Возможен случай, когда максимум искомого функционала достигается в результате компенсации положительных свойств системы отрицательными, так как весовые коэффициенты f_s в (3.2) могут быть и положительными, и отрицательными. В силу этого необходимо анализировать характер изменения отдельных компонент в процессе оптимизации.

Сделанные замечания в значительной степени оправдывают распространенный практический подход при выборе критериев оптимизации, заключающийся в том, что сначала используются наиболее простые и очевидные критерии, включающие лишь принципиальные требования к системе, а удовлетворение остальным проверяется после проведения оптимизации. Система дорабатывается лишь в том случае, когда полностью не удовлетворяются вспомогательные требования или ограничения.

Сформулируем теперь критерий оптимальности для рассматриваемой технической задачи. При проектировании КА, осуществляющих посадку на поверхность какой-либо планеты, в качестве основного критерия, характеризующего оптимальность того или иного варианта решения, часто используется критерий максимума полезной нагрузки, доставляемой на поверхность

$$\max m_{\text{пн}}. \quad (3.3)$$

Обычно полезная нагрузка включает научную аппаратуру, отсеки с оборудованием, используемые для работы на планете, планетоход или ракету возвращения и т. п.

Выбор критерия (3.3) в качестве основного определяется огромной стоимостью доставки 1 кг массы груза

на поверхность планеты, но одновременно и новыми научными данными, которые могут быть получены с помощью аппаратуры, стоящей на КА. В этом смысле указанный критерий универсален, так как сочетает в себе элементы стоимостного показателя эффективности и величину научной отдачи.

Начальная масса КА, входящего в атмосферу ($m_{КА}$), определяется энергетическими возможностями ракеты-носителя и выбранной схемой полета. Масса полезного груза, являющегося составной частью $m_{КА}$, зависит от массы остальных систем $\left(\sum_{i=1}^l m_i\right)$, обеспечивающих его доставку на поверхность:

$$m_{уп} = m_{КА} - \sum_{i=1}^l m_i.$$

При заданной массе $m_{КА}$ максимум полезной нагрузки соответствует условию

$$\min \sum_{i=1}^l m_i. \quad (3.4)$$

Укрупненно можно выделить четыре основные составляющие суммы (3.4), образующие массу остальных систем (табл. 3.1):

- конструкция КА;
- система тепловой защиты КА;
- система мягкой посадки (СМП).

К четвертой составляющей отнесем систему управления спуском КА и все приборы и агрегаты, обеспечивающие нормальное функционирование и контроль за системами, входящими в полезную нагрузку КА (система терморегулирования, телеметрические датчики, радиоаппаратура и т. п.).

Усилия исследователей на выполнение условия (3.4) направлены по двум путям. Во-первых, стремятся наилучшим образом решить все специальные задачи, возникающие при разработке указанных выше систем, т. е. всячески совершенствуют конструкцию КА и его тепловую защиту, СМП и систему управления и т. п. Во-вторых, проводят комплексную оптимизацию, чтобы в рамках возможных технических решений и возникающих

Таблица 3.1

Участок спуска	Система	Физический фактор	Характеристики КА, от которых зависит уровень воздействия
Аэродинамическое торможение	Конструкция КА	Аэродинамические и инерционные нагрузки (перегрузки)	Геометрия формы КА, распределение массы
	Теплозащита	Нагрев и давление	Конфигурация, характеристика теплозащитного материала
	Система управления и стабилизации, приборы, датчики и т. д.	Динамические нагрузки, нагрев	Компоновка и распределение массы
Мягкая посадка	Конструкция системы мягкой посадки	Аэродинамические и инерционные нагрузки, нагрев	Тип системы мягкой посадки
	Система управления и стабилизации (включая массу топлива при использовании ТДУ)	Динамические нагрузки	Тип системы мягкой посадки
	Конструкция посадочной платформы и шасси	Перегрузка в момент контакта с поверхностью	Вид амортизирующего устройства

противоречивых требований найти компромисс в создании отдельных систем, приводящий в итоге к наилучшему удовлетворению условия (3.4).

Одно из центральных мест в разработке отдельных систем и в проектировании КА в целом занимает *оптимизация траектории*. Действительно, семейство траекторий

спуска в сочетании с некоторыми внешними факторами (характеристики окружающей среды и т. д.) практически полностью определяют все нагрузки и условия снижения КА. Задача оптимизации траектории, как и любая вариационная задача, также начинается с выбора критерия оптимизации. И здесь мы сталкиваемся с большими трудностями. Обращаясь к опыту создания КА, спускаемых на Землю, мы обнаруживаем большое количество критериев, выдвигаемых при решении различных оптимальных задач: минимизация массы тепловой защиты, максимизация коридора входа, минимизация максимальных перегрузок и многие другие. При этом в каждой конкретной задаче в качестве основного выдвигалось то или иное условие, а другие выступали в качестве ограничения. Так как задача мягкой посадки на поверхность Марса является многокритериальной задачей оптимального проектирования, то без детального анализа условий спуска в атмосфере Марса трудно отдать предпочтение тому или иному требованию, опираясь только на опыт посадки на Землю.

Для формирования достаточно удобного и физически оправданного критерия оптимальности, а также с целью упрощения общей задачи оптимизации сформулируем и попытаемся решить следующие две задачи:

1. *Определить для марсианского КА основную составляющую суммы $\sum_{i=1}^l t_i$, минимизация которой способствует наилучшему выполнению условия (3.4) и соответственно условия (3.3).*

2. *С целью обеспечения максимальной эффективности оптимизации траектории определить некоторые условия, удовлетворение которым приводит к максимуму массы полезной нагрузки.*

В формальной постановке это означает, что мы пытаемся выделить основную компоненту векторного критерия оптимальности, а остальные переводим, например, в разряд ограничивающих условий, т. е. в этом случае объединение частных критериев проводится посредством введения наиболее важного критерия, который минимизируется при некоторых «пороговых» значениях остальных частных критериев [9].

Для решения первой из сформулированных задач проанализируем каждую из составляющих $\sum_{i=1}^l m_i$ и, опираясь на опыт создания земных КА, попытаемся определить их место в рассматриваемой проблеме.

Обратимся опять к табл. 3.1, где, помимо основных составляющих $\sum_{i=1}^{l=4} m_i$, на каждом из участков спуска КА в атмосфере Марса приведены и основные физические факторы, которые обуславливают воздействие внешней среды на их массу. Видно, что факторы, определяющие массу каждой из обслуживающих систем, не зависят от задач конкретной экспедиции. Поэтому при методологическом решении вопроса о выявлении основной составляющей $\sum_{i=1}^l m_i$ можно отвлечься от целевых задач и исследовать этот вопрос параметрически. В общем случае для этого нужно проводить достаточно сложный и громоздкий объем исследований и расчетов, требующий большого числа экспериментов и натурных испытаний, возможные комбинации которых должны обеспечивать в модельных условиях величины нагрузок, нагрева и других характеристик режима, которые ожидаются при спуске КА в атмосфере Марса и определяют условия работы конструкции, теплозащиты, системы мягкой посадки и т. д.

Однако, учитывая тот факт, что нет необходимости в точной количественной оценке массы рассматриваемых систем и достаточно дать лишь их сравнительный анализ, поставленная задача может быть существенно упрощена. Идея заключается в следующем. Основной состав средств, обеспечивающих доставку полезной массы на поверхность, остается примерно одинаковым при спуске КА в атмосфере любой планеты (см. табл. 3.1). Сравнивая режимы спуска КА в атмосферах разных планет, можно сделать качественный вывод об определяющем влиянии массы какой-либо системы, если для одной из этих планет имеется отработанный КА. В качестве эталонных КА могут рассматриваться, например, земные аппараты, ибо именно здесь имеется наибольшее количество методических разработок, подтвержденных многочисленными запусками КА.

Конструкция КА. При использовании КА одинаковой формы и геометрии масса конструкции зависит от величины аэродинамической и инерционной нагрузки, действующей на спускаемый КА при прочих равных условиях. Исследования показали (см., например, [62]), что величина аэродинамических сил, действующих на КА, практически не зависит от имеющегося различия в газовом составе атмосфер Земли и Марса при прочих равных условиях. Мерой влияния состава газа на аэродинамические силы могут служить, например, отношения коэффициентов лобового сопротивления (C_x) и подъемной силы (C_y) при спуске в атмосфере Марса к соответствующим величинам (C_{xz} и C_{yz}) в земной атмосфере. Полагая, что распределение давления по поверхности КА при гиперзвуковых числах Маха описывается формулой Ньютона

$$p = p_{\text{пр}} \frac{\rho V^2}{2} \sin \vartheta,$$

где ϑ — угол между направлением потока и касательной к телу, $p_{\text{пр}}$ — приведенное давление в критической точке, можно показать, что имеют место тождества

$$\frac{C_x}{C_{xz}} \equiv \frac{C_y}{C_{yz}} \equiv \frac{p_{\text{пр}}}{p_{\text{пр}3}}. \quad (3.5)$$

На рис. 3.1 в качестве примера показано изменение величины $p_{\text{пр}}$ для атмосферы Марса (100% CO_2) и Земли

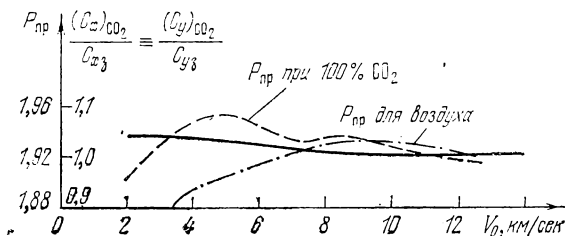


Рис. 3.1. Влияние состава атмосферы на коэффициенты аэродинамических сил и величину приведенного давления в критической точке ($P_{\text{пр}}$).

при спуске аппаратов, имеющих форму затупленных тел малого удлинения. Видно, что величина $p_{\text{пр}}$ для воздуха и CO_2 незначительно изменяется в зависимости от скорости, а отношения коэффициентов лобового сопротивления

практически постоянны и в рассматриваемом диапазоне скоростей близки к единице. (Коэффициенты для CO_2 при этом лишь примерно на 3% больше, чем для воздуха. С уменьшением содержания CO_2 в атмосфере Марса различие этих коэффициентов еще более уменьшается.)

Отмеченное свойство практической независимости аэродинамических сил от газового состава атмосфер Марса и Земли позволяет легко проводить сравнительный анализ массы конструкции КА. Действительно, при прочих равных условиях можно считать, что величина аэродинамической силы, а следовательно, и масса конструкции КА в первом приближении, достаточном для сравнительных оценок, зависят лишь от скорости полета и плотности атмосферы (см. главу 2). Поскольку скорость и плотность входят в выражение (2.1) в виде произведения, то оказывается, что масса конструкции КА зависит от безотносительной к атмосфере любой планеты характеристики — величины перегрузки, испытываемой КА на траектории снижения. Проведенные исследования показали, что спуск КА на поверхность Марса можно обеспечить с перегрузками, несущественно превышающими перегрузки, действующие на КА, возвращаемые на Землю. Это позволяет предположить, что доля массы конструкции остается примерно одинаковой при спуске КА как на Марс, так и на Землю.

Как известно, задача уменьшения максимальной перегрузки является чрезвычайно актуальной при спуске пилотируемых КА. Возможный в этом случае выигрыш даже в несколько единиц $n_{\max}$ может существенно улучшить комфортабельность условий для человеческого организма, и в силу этого может быть оправдана постановка задачи с использованием критерия $\min n_{\max}$. При этом достигаемое улучшение режима спуска (очень важное с точки зрения безопасности человека) практически не оказывает влияния на массу конструкции КА. При исследовании Марса в ближайшем будущем целесообразно рассматривать лишь автоматические КА и выдвижение подобного критерия было бы оправдано лишь в случае значительного уменьшения нагрузок на КА, приводящего к существенному выигрышу в массе конструкции. Однако ничего подобного не наблюдается. Действительно, в главе 2 было показано, что даже при баллистическом спус-

ке КА с использованием аэродинамического торможения максимальные перегрузки сравнительно невелики и не превышают $15 \div 18$. Введение подъемной силы не позволяет существенно снизить $n_{\max}$, особенно если учесть все возможное семейство возмущенных траекторий. В силу этого критерий $\min n_{\max}$ не эффективен с позиций уменьшения нагрузок на КА и уменьшения соответственно массы конструкции. Единственным путем остается совершенствование конструкции путем введения оригинальных конструктивных решений, улучшения технологии и качества применяемых материалов.

Теплозащита КА. Составляющими суммарного теплопотока к поверхности спускаемого КА являются конвективный тепловой поток, равновесное и неравновесное излучение и излучение продуктов абляции теплозащитного покрытия. Последнее может быть существенным в зависимости от материала покрытия, режима движения и состава атмосферы. Если влиянием внешней среды на излучение продуктов абляции можно пренебречь, то при оценках тепловых режимов эту составляющую теплоподвода можно считать практически одинаковой при спуске КА как в атмосфере Земли, так и в атмосфере Марса в случае одинаковых геометрических параметров КА и материала теплозащитного покрытия.

Влияние состава атмосферы на внешний теплообмен КА (конвективный нагрев) исследовалось экспериментально и теоретически и обсуждалось многими авторами (например, [2, 3, 62]). При этом результаты и выводы количественно и качественно ограничены рамками исходных предположений, упрощениями моделей явлений или связаны со спецификой конкретного экспериментального оборудования. В работе [62] оценивалось в ударной трубе влияние состава атмосферы на конвективный теплопоток в передней критической точке на моделях со сферическим затуплением. Использовались различные комбинации газов CO_2 , N_2 , Ar. На рис. 3.2 представлены осредненные результаты измерений для смесей газов различного состава. По оси ординат отложена максимальная величина удельного ламинарного конвективного теплопотока $q_{k \max}$, а по оси абсцисс скорость входа КА в атмосферу. Из представленного рисунка видно, что при скоростях $V_0 \leq 7,6$ км/сек ионизация еще несущественна и

тепловые потоки в критической точке близки друг к другу для различных атмосфер.

Распределение конвективных потоков тепла для геометрически идентичных конфигураций также можно считать практически независимым от состава атмосферы, что может быть проиллюстрировано экспериментальными

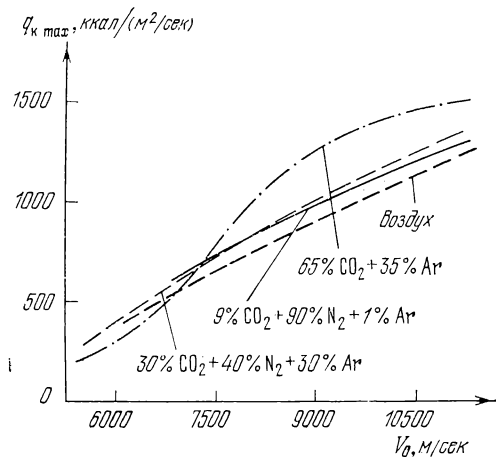


Рис. 3.2. Максимальная величина удельного теплотока в критической точке для смесей различного состава.

данными для сферического затупленного тела, приведенными в работе [62].

Лучистые потоки тепла и их распределение по поверхности во многих случаях сильно зависят от состава атмосферного газа. Оказывается, однако, что для скоростей входа КА в атмосферу Марса, которые практически меньше 8 км/сек, лучистый тепловой поток по сравнению с конвективным имеет существенно меньшее значение, поэтому необходимая масса теплозащиты полностью определяется конвективным теплообменом. Отсюда следует, что при скоростях входа, меньших 8 км/сек, масса теплозащитного покрытия не зависит от состава атмосферы. При увеличении скорости входа до 9—15 км/сек начинает оказывать влияние лучистый теплоток и масса покрытия

начинает зависеть от газового состава атмосферы. Этот случай нуждается в специальном исследовании.

Как известно, для КА, совершающих спуск в атмосфере Земли, при скоростях входа, меньших $8 \div 9$ км/сек, необходимая масса тепловой защиты составляет $5 \div 10\%$ от суммарной массы КА [2, 111]. В силу вышесказанного эти значения характерны и для марсианских КА.

При больших скоростях входа ($V_0 = 10 \div 15$ км/сек) КА в атмосферу Марса необходимая масса теплозащиты спускаемого КА может достигать 20—25% от его полной массы и существенно зависит от выбранной схемы спуска и формы аппарата.

Как отмечалось в главе 2, повышенные скорости входа ($V_0 > 8$ км/сек) характерны прежде всего для ускоренных схем полета, применения которых в ближайшем будущем не следует ожидать. Дополнительно к этому следует отметить, что эффект оптимизации траектории сказывается на массе теплозащитного покрытия лишь в случае входа в атмосферу Марса с высокой точностью по высоте условного перицентра, по крайней мере с $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}} = \pm(3 \div 5)$ км и при хорошем знании характеристик атмосферы. Точность, обеспечиваемая современными средствами навигации, почти на порядок хуже (см. главу 2). Поскольку наибольшее тепловое нагружение КА испытывает при движении по одной из границ навигационного коридора, где управление, как правило, близко к граничному и выбирается из соображений, не связанных с оптимизацией траектории, то и возможность какого-либо варьирования и управления на траектории снижения из условия минимизации массы теплозащитного покрытия практически отсутствует.

Независимость массы теплозащитного покрытия от газового состава атмосферы, а также существенно меньшая длительность спуска марсианских КА и соответственно уменьшенная в несколько раз по сравнению с земными условиями суммарная величина теплотокта позволяют сделать вывод, что для современных аппаратов, осуществляющих спуск в атмосфере Марса, степень теплонапряженности различных траекторий спуска, вообще говоря, не является определяющим фактором. В связи с этим при решении задач оптимизации траекторий спуска не обязательно для каждой траектории одновременно

рассчитывать тепловые нагрузки и массу теплозащиты. Они определяются после выбора траектории из условия удовлетворения некоторым другим критериям оптимальности.

Система управления. Масса системы управления КА зависит от многих факторов, основными из которых являются:

- динамические нагрузки, испытываемые спускающимся КА;
- выбранный критерий оптимизации траектории;
- эффект реализации выбранного критерия с помощью системы управления.

Величина динамических нагрузок и теплового нагрева определяется геометрией выбранной формы и распределением массы внутри КА. Эти факторы, как было показано, не зависят от газового состава атмосфер, а их величины при спуске КА в атмосфере Марса не превышают получающихся в земной атмосфере при прочих равных условиях. Тогда чрезвычайно возрастает роль последних двух факторов.

Действительно, масса системы управления существенным образом зависит от критерия оптимизации траектории и эффекта его реализации. Наилучшее удовлетворение выбранному критерию возможно лишь при использовании более совершенных, как правило, усложненных систем управления, а это неизбежно приводит к возрастанию их массы. Поэтому в каждом конкретном случае необходимо проводить сравнительную оценку выигрыша в массе, который может получиться в результате оптимизации траектории по выбранному критерию с учетом затрат массы на реализацию системы управления. Таким образом, масса системы управления не может служить самостоятельным оптимизируемым критерием.

Система мягкой посадки. Сравнение масс СМП аппаратов, совершающих спуски в атмосферах Земли и Марса, представляет существенно более сложную задачу, чем обсужденные выше, так как условия ввода в действие СМП в атмосфере Марса значительно отличаются от земных условий (для определенности предполагаем, что в обоих случаях используется парашютно-реактивная система мягкой посадки). Эти условия можно характеризовать двумя параметрами для начального момента ввода

в действие парашютной системы: числом Маха M , определяющим аэродинамическую картину обтекания парашюта, и скоростным напором q — количественной характеристикой потока, от которой зависят нагрузки на тормозное устройство. Они определяют конструкцию и массу парашютно-реактивной СМП.

На рис. 3.3 в координатах (M, q) представлены типичные условия ввода в действие парашютной системы для КА [62], осуществляющих спуск в атмосферах Земли и Марса. Видно, что характерной особенностью спуска в атмосфере Земли является ввод парашютов при числах $M < 1$, в то время как q изменяется в широких пределах ($150 \div 1000 \text{ кгс/м}^2$, включая пештатные ситуации). Расширение области применения дозвуковых парашютов в земных условиях может быть вызвано, например, значительным увеличением приведенной нагрузки на лобовую поверхность либо необходимостью стабилизации и торможения КА на больших высотах. В нижней части рис. 3.3 показана область типичных условий ввода парашютов в марсианской атмосфере. Видно, что, в отличие от земных КА, ввод парашютов осуществляется при достаточно малых значениях скоростного напора ($q < 100 \div 150 \text{ кгс/м}^2$), но при числах M , значительно превышающих скорость звука ($M \approx 2,5 \div 3,5$). Отсюда возникает необходимость разработки качественно новых видов систем мягкой посадки, способных нормально функционировать в столь необычных условиях.

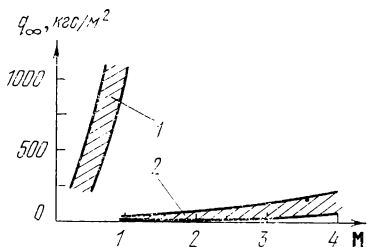


Рис. 3.3. Характерные условия ввода в действие парашютов для земных (1) и марсианских (2), КА.

Можно указать два основных направления оптимизации СМП:

- выбор рационального типа СМП;
- оптимизация траектории для создания наилучших условий при вводе в действие СМП.

Оптимизация СМП по указанным направлениям должна осуществляться с точки зрения минимума ее массы, так как именно она служит основной минимизируемой

составляющей массы $\sum_{i=1}^l m_i$ при посадке на Марс. Действительно, при тех условиях ввода в действие парашютно-реактивной системы, которые представлены на рис. 3.3, для достижения пулевой скорости в момент контакта КА с поверхностью Марса необходимо использовать парашюты, площадь которых в несколько десятков раз превышает площадь парашютов, обеспечивающих мягкую посадку в земных условиях, или в несколько раз увеличить массу топлива на активное торможение. Это объясняется не только большими скоростями, сопровождающими ввод в действие СМП, но и большей разреженностью марсианской атмосферы по сравнению с земной. Из сказанного вытекает существенное увеличение массы СМП. Отсюда следует, что оптимизация траекторий спуска на поверхность Марса должна проводиться из условия минимума массы СМП.

Итак, проведенный анализ позволяет выделить основную составляющую $\sum_{i=1}^l m_i$ в задаче мягкой посадки КА на поверхность Марса и соответственно сформулировать критерий оптимальности в виде

$$\min m_{\text{СМП}}. \quad (3.6)$$

Другие составляющие должны учитываться как ограничивающие факторы и после решения задачи из условия (3.6) еще раз анализироваться. Если окажется, что по какой-то из составляющих нет удовлетворительного решения, то полученные данные пересматриваются, т. е. система дорабатывается.

На этом заканчивается общее рассмотрение задачи выбора критерия оптимальности, но со следующей оговоркой. Критерий (3.6), как видно, не дает прямого ответа на поставленную задачу 2 § 3.2, т. е. не сформулирован критерий оптимальности для синтеза траекторий спуска на участке основного аэродинамического торможения. Эта задача будет рассмотрена ниже, после анализа участка мягкой посадки согласно условию (3.6).

Рассмотрим основные типы систем мягкой посадки и приведем расчетные формулы для оценки их массы.

§ 3.3. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ МЯГКОЙ ПОСАДКИ

Проведенный анализ траекторий спуска на участке аэродинамического торможения показал, что при посадке КА на Марс необходимо создавать качественно новый тип СМП, способной функционировать на сверхзвуковых скоростях полета ($M \approx 2,0 \div 3,5$). Это обстоятельство и малая плотность атмосферы препятствуют применению разработанных для земных условий систем посадки КА, к которым можно отнести систему посадки самолетного типа, роторную систему посадки, гибкое крыло Рогоалло (парашланер) и др. Новые условия применения требуют проверки и пересмотра многих прежних представлений и выработки новых конструктивных решений.

В основном при спуске КА на поверхность Марса рассматриваются три типа систем мягкой посадки:

- пассивная тормозная система с амортизацией;
- активная тормозная система;
- комбинированная СМП, предполагающая последовательное использование пассивного и активного торможения.

Наиболее простым типом СМП является *пассивная тормозная система* (без двигателей мягкой посадки). Ее конструктивное исполнение может быть различным. К ней относятся парашютные системы, так называемые тормозные зонтичные устройства, парабаллонные системы и т. д. Благодаря конструктивной простоте, высокому лобовому сопротивлению при относительно небольшой массе и компактовочном объеме наиболее эффективным тормозным устройством является парашют. В случае использования парашюта для достижения допустимых перегрузок при контакте с поверхностью необходимо применение амортизирующих устройств (надувные мешки, колесное или лыжное шасси с амортизацией и пр.). Система посадки получается достаточно легкой и простой, однако при реальных величинах хода амортизатора ударные перегрузки достаточно велики ($n_{\max} > 50$). Кроме того, следует отметить, что посадка на шасси (амортизаторы) при боковом сносе под действием ветра (простая амортизация в виде баллонов) может привести к опрокидыванию КА. Применение же систем с амортизаторами самолетного типа (стойки и пята-лыжа) приводит к их усложнению. В целом существ-

вует ряд достоинств парашютных систем, но они в значительной степени перечеркиваются некоторыми недостатками этих систем, особенно проявляющимися при спуске в разреженной и неспокойной атмосфере Марса. Первый из них заключается в трудностях управления процессом спуска КА на парашюте. Второй недостаток определяется тем обстоятельством, что потребная масса парашюта обратно пропорциональна скорости парашютирования. Это приводит к тому, что, начиная с некоторого значения скорости парашютирования, масса парашюта резко возрастает, что делает его практически непригодным. Третий недостаток заключается в том, что при торможении в разреженной атмосфере Марса с увеличением массы спускаемого КА резко возрастает площадь парашюта. В силу этого парашютная система (с амортизаторами) может быть применена только для простейших автоматических аппаратов малой массы с аппаратурой, выдерживающей большие ударные перегрузки при посадке.

Обеспечить комфортабельные условия спуска, снизив перегрузки практически до нуля («мягкая» посадка), можно при использовании *реактивной системы мягкой посадки*. Для этой цели возможно использование жидкостных или твердотопливных ракетных двигателей. Отметим, что можно построить реактивную СМП и с комбинацией двигателей: твердотопливного — для основного участка торможения, а жидкостного — для участка предпосадочного маневра и посадки.

Исследования, проведенные в процессе разработки КА «Марс-3, 6» и «Викинг-1, 2», показали, что одним из наиболее рациональных вариантов является *парашютно-реактивная система мягкой посадки*. Основной составляющей массы такой системы является масса топлива. Предварительное торможение КА парашютом позволяет существенно снизить потребные затраты топлива, а следовательно, и массу СМП. Это обстоятельство, однако, не дает права сделать однозначный выбор в пользу СМП парашютно-реактивного типа для любых марсианских КА, ибо, помимо массы, нужно учитывать и другие факторы, которые могут заметно повлиять на выбор системы посадки. Так, при сравнительно большой массе КА ($m_{\text{КА}} > 8 \div 10 \text{ т}$) использование парашютно-реактивной СМП может оказаться недостаточно надежным, хотя и выигрышным в

массовом отношении. Это объясняется тем, что с увеличением начальной массы КА заметно возрастает площадь парашюта, что влечет за собой большие трудности по обеспечению устойчивой и безопасной работы СМП этого типа.

Поэтому в дальнейшем проводится исследование проблемы спуска КА, использующих как реактивную, так и парашютно-реактивную СМП. Приведем основные расчетные формулы по оценке массы каждого из указанных типов систем.

Реактивная система посадки. Масса реактивной СМП ($m_{рс}$) определяется совокупностью масс топлива, двигателей, аппаратуры, оборудования, топливных баков и может быть выражена следующей зависимостью [23]:

$$m_{рс} = m_{КА} (1 + a_0) \left(1 - e^{-\frac{V_{хар}^*}{q_3 P_{уд}}} \right) + m_{КА} \gamma_{дв}, \quad (3.7)$$

где a_0 — коэффициент совершенства топливных баков, $\gamma_{дв}$ — удельная масса конструкции двигателей, $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, $V_{хар}^*$ — величина характеристической скорости, равная

$$V_{хар}^* = V_0^* + \Delta V_{пот}^* + \Delta V_{зап}^* - \Delta V_a^*. \quad (3.8)$$

Здесь V_0^* — скорость КА в момент включения двигателя, $\Delta V_{пот}^*$ — величина гравитационных потерь при работе двигателя, $\Delta V_{зап}^*$ — запас характеристической скорости на возможные отклонения от принятых режимов спуска, ΔV_a^* — торможение КА за счет воздействия аэродинамического сопротивления на участке работы двигателя.

Здесь и далее звездочкой будут обозначаться параметры, которые соответствуют участку мягкой посадки.

Из (3.7) и (3.8) следует, что масса тормозной двигательной установки (ТДУ) является функцией следующих параметров:

а) начальных условий: V_0^* , θ_0^* , h_0^* (в соответствии с ранее принятыми обозначениями параметры конца траектории на участке аэродинамического торможения V_k , θ_k , h_k являются начальными для участка мягкой посадки, т. е. $V_k \equiv V_0^*$, $\theta_k \equiv \theta_0^*$, $h_k \equiv h_0^*$);

б) параметров КА: массы $m_{КА}$, площади мидела S_m , коэффициента лобового сопротивления C_x ;

в) параметров ТДУ: удельной тяги $P_{уд}$ и тяговооруженности $\tilde{P}$, расхода массы, массы ТДУ вместе с топливными баками.

В общем случае для уменьшения массы системы посадки желательно иметь возможно меньшую скорость на высоте включения ТДУ, использовать топлива, обладающие высоким удельным импульсом, и, кроме того, выбрать оптимальную тяговооруженность и оптимальную программу управления вектором тяги двигателя.

Параплантно-реактивная система посадки. Полная масса параплантно-реактивной СМП складывается из массы параплантной системы $m_{пс}$ и массы реактивной системы $m_{рс}$:

$$m_{прс} = m_{пс} + m_{рс}. \quad (3.9)$$

Поскольку формулы для расчета массы реактивной системы аналогичны представленным выше, здесь приведем лишь формулы для оценки массы параплантной системы. Будем рассматривать однокаскадные параплантные системы с рифлением купола.

Масса параплантной системы определяется по формуле [23]

$$m_{пс} = \alpha_{пс} R_{\max} (D_{КА} + 0,2 \sqrt{F_{п}}) + \beta_{пс} F_{п}. \quad (3.10)$$

Здесь $R_{\max}$ — нагрузка на параплант; $D_{КА}$ — диаметр спускаемого КА; $\alpha_{пс} = 0,0003$ и $\beta_{пс} = 0,26$ — коэффициенты, характеризующие свойства материала и конструкции парапланта; $F_{п}$ — площадь купола парапланта (при выводе формулы принималось, что длина строп равна $8D_{КА}$).

При раскрытии зарифованного парапланта нагрузка рассчитывается по формуле [23]

$$R_{\max 1} = k_{д1} q_0^* F_{п} C_{п}, \quad (3.11)$$

где $k_{д1} = 2,0$ — коэффициент динамичности; $C_{п} = 0,9 \times \times C_p \cdot C_m$ — коэффициент сопротивления парапланта, причем C_p — коэффициент рифления; C_m — коэффициент, учитывающий зависимость коэффициента сопротивления от числа M .

При разрифлении нагрузка определяется по формуле, аналогичной (3.11),

$$R_{\max 2} = k_{д2} F_{п} C_{п} q_p;$$

при этом $k_{д2} = 1,8$; q_p — значение скоростного напора в момент разрифления парашюта $t = t_p^*$.

Анализ представленных расчетных формул позволяет выделить основные параметры и факторы, от которых зависит $m_{црс}$:

а) начальные условия по высоте, углу наклона траектории, скорости (или скоростному напору): h_0^* , θ_0^* , V_0^* (или $q_0^* = q_p$), а также все необходимые характеристики спускающегося КА: $m_{КА}$, C_x , C_m , $D_{КА}$;

б) параметры парашютной системы: площадь купола парашюта $F_{п}$, коэффициент лобового сопротивления $C_{п}$, коэффициент рифления C_p ;

в) параметры реактивной системы, аналогичные приведенным выше для активной СМП.

Таким образом, при использовании рассматриваемых типов СМП задача минимизации их массы является комплексной, зависящей от обоих участков спуска (аэродинамического торможения и мягкой посадки). Ниже дана общая постановка этой задачи.

§ 3.4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ КА

Математические модели движения КА на отдельных участках спуска требуют включения различного числа переменных состояния и различных управляющих параметров. В общем виде динамика движения КА описывается обыкновенным дифференциальным уравнением, которое в нормальной форме Коши имеет вид

$$\dot{x} = f(x, u, a, t), \quad (3.12)$$

где

$$x \in \mathbb{R}^n, \quad u \in \mathbb{U}^m, \quad a \in \mathbb{A}^r, \quad (3.13)$$

x — вектор состояния, u — вектор управления, a — вектор проектных параметров, t — время, $\mathbb{R}^n$ — n -мерная допустимая область изменения значений переменных состояния, $\mathbb{U}^m$ — m -мерная допустимая область изменения значений управляющих переменных, $\mathbb{A}^r$ — r -мерная допустимая область изменения значений параметров объекта управления.

В зависимости от типа используемой системы мягкой посадки формулы расчета ее массы могут быть различными

(см. формулы (3.8)–(3.11)). Запишем оптимизируемый функционал в общем виде:

$$I = \Phi(x(t)), \quad t \in [t_0, T], \quad (3.14)$$

где t_0 — начальный момент времени, T — момент окончания управления.

Будем полагать, что в начальный момент времени t_0 состояние системы (3.12) известно: $x|_{t=t_0} = x_0$, а состояние системы в конечный момент времени определяется некоторой гиперповерхностью X пространства (x, t) :

$$X(x(T), T) = 0. \quad (3.15)$$

При выборе математической модели всегда необходимо учитывать ограничения (3.13) на параметры состояния, на управление и т. д., существующие в реальной задаче. Будем предполагать, что класс допустимых управлений u состоит из кусочно-непрерывных ограниченных функций. Обычно они также непрерывно дифференцируемы по всем аргументам x, u, t по крайней мере до второго порядка включительно.

С учетом принятых обозначений задача оптимального управления может быть сформулирована следующим образом: *определить управление $u^* \in U^m$, доставляющее минимум функционалу (3.14) при дифференциальных связях (3.12), имеющих ограничения (3.13) и граничных условиях (3.15).*

Рассмотрим задачу минимизации $m_{\text{СМП}}$ в предположении использования парашютно-реактивного типа СМП. Будем считать, что движение КА на участках аэродинамического торможения и мягкой посадки осуществляется соответственно на отрезках времени $[t_0, t_R]$ и $[t_0^*, T]$. Принимается, что момент времени окончания участка аэродинамического торможения совпадает с моментом времени начала работы СМП: $t_R \equiv t_0^*$. Внутри второго интервала имеются следующие характерные точки, достигаемые в моменты времени: t_1^* — окончание процесса наполнения купола зарифованного парашюта, $t_2^* \equiv t_p^*$ — разрифовка парашютов, t_3^* — сброс их, t_4^* — окончание задержки после сброса парашюта, t_5^* — включение ТДУ.

Раскроем смысл используемого параметра управления u на всех участках спуска КА. Как отмечалось выше,

на атмосферном участке снижения КА широко используется управление эффективным качеством путем изменения угла крена:

$$u = K_{\text{эф}} = K_0 \cos \gamma. \quad (3.16)$$

При этом величина эффективного качества может изменяться в пределах

$$-K_0 \leq K_{\text{эф}} \leq K_0. \quad (3.17)$$

Этот способ управления общепринят для КА скользящего спуска и ему уделяется основное внимание. При рассмотрении КА с большим значением аэродинамического качества ($K > 1$) требуется анализировать и двухканальное управление по углу крена и атаки.

На участке работы парашютно-реактивной системы КА совершает сначала пассивный неуправляемый спуск на парашюте на отрезке времени $[t_0^* \div t_4^*]$, а затем управляемый полет с использованием ТДУ — на отрезке $[t_5^* \div T]$. При этом в качестве управления $P(t)$ используются два параметра: величина тяги двигателя, варьируемая в диапазоне

$$0 \leq P(t) \leq P_{\max}, \quad (3.18)$$

и угол тангажа

$$0 \leq \vartheta(t) \leq 2\pi. \quad (3.19)$$

В предположении, что поле тяготения Марса центральное и атмосфера не вращается, уравнения плоского движения центра масс КА имеют вид [2]

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{\rho(h)V^2}{2P_x} - g(h) \sin \theta + \frac{P \cos(\vartheta - \theta)}{m_{\text{КА}}}, \\ \dot{\theta} &= K_{\text{эф}} \frac{\rho(h)V}{2P_x} - g(h) \frac{\cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta}{R+h} + \\ &\quad + \frac{P \sin(\vartheta - \theta)}{m_{\text{КА}}}, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \quad \dot{m}_{\text{КА}} = -c, \\ g(h) &= g_0 \frac{R^2}{(R+h)^2}, \end{aligned} \right\} \quad (3.20)$$

и

$$P_x = \frac{m_{KA}}{C_x S_M}, \quad P \equiv 0 \quad \text{при} \quad t_0 \leq t \leq t_K; \quad (3.24)$$

$$P_x = \frac{m_{KA}}{C'_x F'_\Pi}, \quad P \equiv 0 \quad \text{при} \quad t_0^* < t < t_2^*; \quad (3.22)$$

$$P_x = \frac{m_{KA}}{C_\Pi F_\Pi}, \quad P \equiv 0 \quad \text{при} \quad t_2^* \leq t \leq t_3^*; \quad (3.23)$$

$$P_x = \frac{m_{KA} - m_{ис} - \dot{m}_{KA}t}{C_x S_M}, \quad P = P(t) \neq 0, \quad \vartheta = \vartheta(t) \quad (3.24)$$

при $t > t_5^*$,

где C'_Π , F'_Π — коэффициент лобового сопротивления и площадь зарифованного парашюта; C_Π , F_Π — то же для разрифованного парашюта; $m_{ис}$ — масса парашютной системы; $\dot{m}_{KA}$ — секундный расход массы, принимаемый постоянным и равным — c .

Следует отметить, что при расчете траекторий спуска на участке мягкой посадки второе уравнение системы (3.20) может быть несколько упрощено за счет пренебрежения членом $\frac{V \cos \theta}{R + h}$, величина которого чрезвычайно мала и практически не оказывает влияния на точность решения задачи.

Приведем основные ограничения, накладываемые на траекторию спуска КА. Одним из наиболее важных является ограничение на минимально допустимую высоту пролета КА над поверхностью Марса:

$$v(t) = h_{\text{дон}} - h(t) \leq 0. \quad (3.25)$$

Ограничение (3.25) учитывает возможные колебания рельефа поверхности Марса (см. главу 1) и исключает возможность жесткой посадки КА при полете его в низких слоях атмосферы. Как уже отмечалось выше, характерной особенностью работы СМП в условиях разреженной атмосферы Марса являются большие начальные скорости, при которых осуществляется ввод системы в действие. Так как прочностные и теплозащитные свойства парашютов ограничены и при больших начальных скоростях возможно их разрушение, необходимо учитывать ограничение

на скоростной напор

$$\xi(t_0^*) = q_{\text{доп}} - q_{t=t_0^*} \geq 0, \quad (3.26)$$

и на скорость, при которой вводится в действие парашютная система,

$$\varepsilon(t_0^*) = V_{\text{доп}} - V(t_0^*) \geq 0, \quad (3.27)$$

где $q(t)$ — текущее значение скоростного напора; $q_{\text{доп}}$ — его максимальная величина, допустимая для парашютной системы; $V_{\text{доп}}$ — максимальная величина скорости, допустимая для ввода в действие этой системы.

§ 3.5. УПРОЩЕНИЕ ОСНОВНОЙ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ

Сформулируем теперь следующую задачу оптимизации: *определить программу изменения управляющих параметров $K_{\text{эф}}(t)$, $P(t)$, $\delta(t)$, минимизирующую функционал (3.9) при ограничениях на управление (3.17)—(3.19) и на фазовые координаты (3.25)—(3.27), при дифференциальных связях (3.20)—(3.24) и краевых условиях:*

$$\text{при } t = t_0 \quad V = V_0, \quad \theta = \theta_0, \quad h = h_0; \quad (3.28)$$

$$\text{при } t = T \quad V = 0, \quad \theta = -\frac{\pi}{2}, \quad h = 0. \quad (3.29)$$

Следует отметить, что в случае использования на конечном участке торможения реактивной СМП постановка задачи и ее формулировка остаются такими же, исключая уравнения (3.22), (3.23) и ограничения (3.26), (3.27).

✱ ¶ Характерной особенностью поставленной задачи комплексной оптимизации траектории спуска является наличие скачков в правых частях дифференциальных уравнений (3.20) в моменты раскрытия парашюта (t_0^*), снятия рифления ($t_2^* = t_p^*$), сброса парашютной системы (t_3^*) и включения ТДУ (t_5^*). Как известно, в настоящее время теория решения разрывных вариационных задач для нелинейных систем дифференциальных уравнений развита недостаточно, а предлагаемые в ней пути решения громоздки и приводят к возрастанию порядка краевой задачи. Кроме того, необходимость оптимизации траектории сразу по трем параметрам управления $K_{\text{эф}}(t)$, $P(t)$ и $\delta(t)$ также усложняет задачу, и ее решение в полной

постановке без использования каких-либо специальных приемов затруднительно.

Обсудим выбор рационального метода решения. Численным и аналитическим методам решения вариационных задач посвящено много работ [9, 37, 76, 103]. Естественно, аналитические методы очень привлекательны, так как в некоторых случаях удается получить решение в замкнутой форме. Однако в подавляющем большинстве случаев для наиболее актуальных и сложных задач выводятся только аналитические условия (признаки) оптимальности и совсем не указываются способы нахождения искомого оптимального режима. В других случаях для получения решения приходится вводить ряд принципиальных ограничений, которые приводят к модельной задаче, значительно отличающейся от первоначальной. Поэтому часто отдается предпочтение алгоритмическим, машинным методам, которые не связаны с необходимостью полного описания задачи в аналитическом виде [9, 67]. Иногда используются элементы формально-эвристических методов [37, 103], которые позволяют получить ответ на поставленную задачу, хотя и не совсем точный, но зато вычисленный при минимальных затратах машинного времени. Применение численных методов оказывается достаточно эффективным и в тех случаях, когда известна структура оптимального управления. В этом случае существенно упрощается получение данных. Хорошие результаты обычно достигаются при решении задачи в интерактивном режиме, предполагающем оперативное взаимодействие исследователя с ЭВМ.

Вернемся к сформулированной задаче и попробуем ее упростить. Для этого необходимо учесть то обстоятельство, что при спуске КА на поверхность участку работы СМП предшествует участок основного аэродинамического торможения. Рассмотрим сначала участок работы СМП независимо от участка аэродинамического торможения. Найдем оптимальный режим движения КА, минимизирующий функционал (3.9). Затем для этого режима (или близкого к нему) исследуем влияние начальных условий V_0^* , θ_0^* , h_0^* на массу СМП и определим требования к конечным значениям параметров траектории участка основного аэродинамического торможения. После этого на участ-

ке основного аэродинамического торможения найдем такой закон управления $K_{\text{эф}}(t)$, который обеспечивает попадание КА в найденную область фазовых координат.

В результате предлагаемого подхода комплексная задача оптимизации траектории снижения КА в атмосфере Марса из условия минимума массы СМП сводится к решению последовательно двух более простых задач — сначала на участке мягкой посадки, а затем на участке основного аэродинамического торможения. Это позволяет избавиться от разрывов правых частей в сформулированной задаче и существенно ее упростить без нарушения общности.

Кроме того, в результате решения первой задачи, как будет показано ниже, удастся сформулировать достаточно простые критерии оптимальности для участка основного аэродинамического торможения.

В следующих двух главах исследуется решение первой задачи для двух типов СМП — реактивной и парашютно-реактивной.

РАЗДЕЛ 2

СПУСК НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

ГЛАВА 4

РЕАКТИВНАЯ СИСТЕМА МЯГКОЙ ПОСАДКИ

§ 4.1. ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Проектирование активной системы мягкой посадки и организация движения на этом участке является большой самостоятельной областью космической техники, имеющей свою специфику и свои проблемы, разработка которых требует специальных методик и соответствующего математического аппарата [38, 39, 104—108]. В настоящей главе изучение участка реактивного торможения проводится в ограниченном объеме — только в плане проектно-баллистического анализа, целью которого является выработка требований к участку аэродинамического торможения. Будем считать, что траектории аэродинамического торможения удовлетворяют всем поставленным условиям (см. главу 3), если обеспечивается выведение КА в некоторую точку фазового пространства, из которой путем реактивного торможения можно произвести с минимальными энергетическими затратами мягкую посадку на поверхность планеты.

Как отмечалось, участок работы СМП можно рассматривать сначала независимо от предшествующего ему участка аэродинамического торможения. В этом случае задача анализа участка мягкой посадки сводится к поиску такого сочетания начальных условий ввода реактивной СМП — скорости V_0^* , угла θ_0^* наклона траектории к местному горизонту и высоты h_0^* , которые создают наилучшие предпосылки для осуществления мягкой посадки с наименьшими затратами массы. Решение этой задачи зависит от ряда факторов, основными из которых являются (см. § 3.3):

— выбор оптимальной программы управления вектором тяги двигателя;

— выбор оптимальных проектных характеристик ТДУ (тяговооруженность, удельный импульс топлива);

— выбор типа используемой ТДУ.

Ниже будут рассмотрены все указанные факторы и показана их роль в формировании требований к участку аэродинамического торможения.

Диапазон начальных условий. Если не принимать во внимание участок аэродинамического торможения, предшествующий участку работы СМП, то диапазон варьируемых начальных условий следует рассматривать очень широким:

$$V_0^* \leq V_0 \quad 0 \leq |\theta_0^*| \leq \frac{\pi}{2}, \quad h_0^* \leq h_0. \quad (4.1)$$

Понятно, что задача сравнительного анализа потребной массы СМП для различных сочетаний начальных условий ее ввода внутри диапазона (4.1) даже при известной программе управления величиной и направлением тяги двигателя требует очень больших затрат машинного времени. Кроме того, найденное наивыгоднейшее сочетание начальных условий V_0^* , θ_0^* , h_0^* может оказаться нереализуемым на участке аэродинамического торможения. Поэтому задача выбора разумных границ диапазона варьирования начальных условий ввода СМП является важным этапом исследования участка мягкой посадки КА с реактивной СМП. Представляется целесообразным ориентироваться на значения параметров в конце участка основного аэродинамического торможения V_K , θ_K , h_K , реализуемые на траекториях спуска с постоянным значением аэродинамического качества. Проведенные численные исследования показали (глава 2), что в зависимости от проектно-баллистических характеристик КА (P_x и K_0), условий входа в атмосферу (V_0 и h_π), величины ограничения по высоте (3.25) и плотности атмосферы ($\rho(h)$) значения конечной скорости, угла наклона траектории и высоты лежат в диапазонах

$$\left. \begin{aligned} 300 \text{ м/сек} &\leq V_K = V_0^* \leq 1000 \text{ м/сек}, \\ 0 &\leq |\theta_K| = |\theta_0^*| \leq 35^\circ, \\ 0 &\leq h_K = h_0^* \leq 9 \text{ км}. \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

Диапазон параметров движения (4.2) определен при рассмотрении характеристик КА (P_x и K_0) и начальных условий входа в атмосферу, представляющих наибольший практический интерес. Так, нагрузка на лобовую поверхность и аэродинамическое качество варьировались в пределах $50 \text{ кг/м}^2 \leq P_x \leq 800 \text{ кг/м}^2$, $0,15 \leq K_0 \leq 0,7$, а начальная скорость входа и угол наклона траектории к местному горизонту изменялись в соответствии с требованиями к траектории межпланетного перелета, изложенными в главе 2.

Требования к заключительному участку траектории реактивного торможения. Основной задачей СМП является обеспечение сохранности полезной нагрузки, оборудования или экипажа (в случае пилотируемой экспедиции). Для удовлетворения этого требования достаточно, чтобы максимальная перегрузка при контакте с поверхностью не превышала $40 \div 50$ для автоматических КА и $8 \div 10$ для пилотируемых КА [92].

В общем случае возможны два вида посадки КА на поверхность — *вертикальная посадка* и так называемая *самолетная посадка*. В первом случае траектория реактивного торможения на конечном участке должна быть близка к вертикали, т. е. угол наклона к местному горизонту $\theta_K^* \approx -90^\circ$. Для обеспечения требуемых значений перегрузки при наличии обычных посадочных устройств (см. главу 3) в конце участка вертикальной посадки система управления КА должна гарантировать к моменту контакта КА с поверхностью планеты уменьшение скорости снижения КА примерно до $10 \div 12 \text{ м/сек}$. Горизонтальная составляющая посадочной скорости должна быть небольшой по сравнению с вертикальной, чтобы при неблагоприятных условиях (наличие неровностей, крутых склонов или сыпучих грунтов в месте посадки) КА не мог опрокинуться. Вертикальную посадку наиболее целесообразно применять на первых этапах исследования планеты Марс при использовании аппаратов баллистического и скользящего типа, когда поверхность в районе посадки известна недостаточно хорошо. Именно так осуществляли посадку советские автоматические аппараты «Марс-3, 6» и американские КА «Викинг-1, 2».

Существенно более сложной является самолетная посадка КА. Она может быть произведена лишь на специ-

ально выбранную достаточно ровную площадку. В этом случае часть горизонтальной составляющей скорости КА снимается в процессе движения по поверхности этой площадки. Кроме того, чтобы совершить такую посадку, КА должен иметь особую аэродинамическую форму с развитой несущей поверхностью. При этом КА на конечном участке должен двигаться почти горизонтально. В момент касания с поверхностью вертикальная составляющая скорости не должна превышать $1 \div 2$ м/сек, а горизонтальная составляющая должна быть не более $60 \div 70$ м/сек [92]. Использование самолетного способа посадки на поверхность Марса в ближайшем будущем представляется весьма проблематичным.

В дальнейшем будем считать, что конечный участок траектории близок к вертикальному и в момент касания КА с поверхностью Марса должны выполняться условия

$$h_k^* = 0, \quad V_k^* \approx 0, \quad \theta_k^* \approx -\frac{\pi}{2}. \quad (4.3)$$

Во многих случаях с целью выбора места посадки и более точного выдерживания условий (4.3) следует предусматривать режим прецизионного торможения КА, который реализуется либо путем глубокого дросселирования основного двигателя, либо с использованием дополнительных двигателей небольшой тяги. Однако такой участок не обязателен, и во многих случаях им можно пренебречь.

Как правило, СМП является сложной системой, включающей в себя двигатель (либо связку двигателей), топливные баки с топливом, автоматику управления ТДУ (в частности, счетно-решающее устройство, доплеровские измерители высоты, которые обеспечивают включение ТДУ в нужный момент, и т. д.). При исследовании СМП будем рассматривать только ТДУ (массу конструкции и тягу), топливо (массу и удельный импульс) и массу конструкции баков, а остальные элементы будем считать выбранными оптимальным образом. В зависимости от вида топлива величина удельного импульса может варьироваться в пределах [46]

$$230 \text{ сек} \leq P_{\text{уд}} \leq 320 \text{ сек}. \quad (4.4)$$

Максимальная тяга варьируется в диапазоне

$$m_{KA}(t_0^*)g_3 \leq P_{\max} \leq 5m_{KA}(t_0^*)g_3 \text{ для ЖРД, } (4.5)$$

$$m_{KA}(t_0^*)g_3 \leq P_{\max} \leq 15m_{KA}(t_0^*)g_3 \text{ для РДТТ. } (4.6)$$

Считается, что двигатель жестко связан с корпусом аппарата и направление тяги совпадает с направлением его продольной оси. Рассматривается общий случай управления вектором тяги, который предполагает изменение величины $P(t)$ и угла наклона тяги к местному горизонту — угла тангажа $\vartheta(t)$. Поскольку при моделировании траектории реактивного торможения используется запись уравнений движения центра масс КА в скоростной системе координат (3.20), (3.24), то в дальнейшем будем пользоваться углом атаки, однозначно связанным с углом тангажа ϑ через угол наклона траектории

$$\alpha = \vartheta - 0. \quad (4.7)$$

Предполагается, что переключение тяги и угла атаки с одного значения на другое осуществляется мгновенно, а на величину изменения угла атаки никаких ограничений не накладывается.

Учитывая изложенные требования и исходные предпосылки, рассмотрим задачу об отыскании оптимального закона управления КА на участке реактивного торможения из условия $\min m_{\text{смп}}$. Следует отметить, что масса СМП при заданных проектных характеристиках ТДУ и начальных условиях однозначно определяется массой топлива m_T , потребного для организации мягкой посадки КА (см. (3.6)). Поэтому в дальнейшем в качестве минимизируемого функционала выберем критерий $\min m_T$.

§ 4.2. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КА НА УЧАСТКЕ РЕАКТИВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Рассмотрим сначала управление КА с использованием двух управляющих параметров $P(t)$ и $\alpha(t)$. В этом случае задача формулируется следующим образом: для процессов, описываемых системой дифференциальных уравнений (3.20), требуется определить закон управления $P(t)$ и $\alpha(t)$, обеспечивающий минимум расхода топлива или, что одно и то же, максимум конечной массы КА:

$$\max m_{KA}(T) \quad (4.8)$$

при ограничении на управление (3.18) и граничных условиях

$$t = t_0^*: V(t_0^*) = V_0^*, \quad \theta(t_0^*) = \theta_0^*, \quad h(t_0^*) = h_0^*, \\ m_{\text{KA}}(t_{\text{K}}) = m_{\text{KA}}(t_0^*) = m_0^*; \quad (4.9)$$

$$t = t_{\text{K}}^* = T: V(T) = 0, \quad \theta(T) = -\frac{\pi}{2}, \quad h(T) = 0, \\ T \text{ свободно.} \quad (4.10)$$

Необходимые условия оптимальности. Решение сформулированной задачи можно получить, используя принцип максимума [79]. Введем в рассмотрение функцию Гамильтона

$$H = \psi_1 \dot{V} + \psi_2 \dot{\theta} + \psi_3 \dot{h} + \psi_4 \dot{m}_{\text{KA}} \quad (4.11)$$

или, в развернутом виде,

$$H = \frac{P}{m_{\text{KA}}} \cos \alpha \psi_1 + \frac{P}{m_{\text{KA}}} \sin \alpha \psi_2 - \\ - c \psi_4 - \frac{C_x S_{\text{M}^0} V^2}{2m_{\text{KA}}} \psi_1 - g \sin \theta \psi_1 + \psi_3 V \sin \theta + \\ + \frac{K_{\text{эф}} C_x S_{\text{M}^0} V}{2m_{\text{KA}}} \psi_2 - \frac{g \cos \theta}{V} \psi_2. \quad (4.12)$$

В этом выражении $\psi_i(t)$ — сопряженные переменные, определяемые уравнениями

$$\left. \begin{aligned} \dot{\psi}_1 &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \frac{C_x S_{\text{M}^0} V}{m_{\text{KA}}} \psi_1 - \left(\frac{K_{\text{эф}} C_x S_{\text{M}^0}}{2m_{\text{KA}}} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{g \cos \theta}{V^2} - \frac{P}{m_{\text{KA}} V^2} \sin \alpha \right) \psi_2 - \psi_3 \sin \theta, \\ \dot{\psi}_2 &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \left(g \cos \theta - \frac{P}{m_{\text{KA}}} \sin \alpha \right) \psi_1 - \\ &\quad - \left(\frac{g \sin \theta}{V} - \frac{P}{m_{\text{KA}} V} \cos \alpha \right) \psi_2 - V \psi_3 \cos \theta, \\ \dot{\psi}_3 &= -\frac{\partial H}{\partial h} = \frac{C_x S_{\text{M}^0} \beta V^2}{2m_{\text{KA}}} \psi_1 - \frac{K_{\text{эф}} C_x S_{\text{M}^0} \beta V}{2m_{\text{KA}}} \psi_2, \\ \dot{\psi}_4 &= -\frac{\partial H}{\partial m_{\text{KA}}} = \left(\frac{-C_x S_{\text{M}^0} V^2}{2m_{\text{KA}}^2} + \frac{P}{m_{\text{KA}}^2} \cos \alpha \right) \psi_1 + \\ &\quad + \left(\frac{P}{m_{\text{KA}}^2 V} \sin \alpha + \frac{K_{\text{эф}} C_x S_{\text{M}^0} V}{2m_{\text{KA}}^2} \right) \psi_2. \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

Из условий трансверсальности получим граничные значения сопряженных переменных при $t_R^* = T$

$$\psi_2(T) = 0, \quad \psi_4(T) = -1. \quad (4.14)$$

Принимая во внимание, что система уравнений (3.20) автономна и время T свободно, получим

$$H(T) = 0. \quad (4.15)$$

Тогда, учитывая (4.10) и (4.14), из уравнения (4.15) получим

$$\psi_3(T) = \frac{1}{V \sin \theta} \left[\left(\frac{C_x S_M \rho V^2}{2m_{KA}} + g \sin \theta - \frac{P \cos \alpha}{m_{KA}} \right) \psi_1 + c \psi_4 \right]. \quad (4.16)$$

В соответствии с принципом максимума Понтрягина необходимым условием максимума функционала $I = m_{KA}(T)$ является условие минимума функции H как функции управления.

Представим функцию Гамильтона в виде

$$H = B_1 + B_2, \quad (4.17)$$

где

$$B_1 = \frac{K_{\Phi} C_x S_M \rho V}{2m_{KA}} \psi_2 - \frac{g \cos \theta}{V} \psi_2 + \psi_3 V \sin \theta - \\ - g \sin \theta \psi_1 - \frac{C_x S_M \rho V^2}{2m_{KA}} \psi_1, \quad (4.18)$$

$$B_2 = PB_\alpha = P \left(\frac{\cos \alpha \psi_1}{m_{KA}} + \frac{\sin \alpha \psi_3}{m_{KA}} - \frac{\psi_4}{c} \right). \quad (4.19)$$

От параметров управления $P(t)$ и $\alpha(t)$ зависит только второе слагаемое в функции H , т. е. функция B_2 . Функцию B_2 будем называть *функцией переключения*. Запишем условие минимума функции B_2 по α в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial B_2}{\partial \alpha} &= 0, \\ \frac{\partial^2 B_2}{\partial \alpha^2} &\geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.20)$$

Используя (4.20), получим

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\psi_2}{V\psi_1}, \quad (4.21)$$

$$\sin \alpha = - \frac{\psi_2}{\sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}}, \quad (4.22)$$

$$\cos \alpha = - \frac{V\psi_1}{\sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}}. \quad (4.23)$$

Условия (4.22) и (4.23) определяют направление тяги на оптимальной траектории.

С учетом соотношений (4.22) и (4.23) получим следующие уравнения оптимального движения КА:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= - \frac{C_x S_M \rho V^2}{2m_{\text{КА}}} - g(h) \sin \theta - \frac{PV\psi_1}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}}, \\ \dot{\theta} &= \frac{K_{\text{эф}} C_x S_M \rho V}{2m_{\text{КА}}} - \frac{g(h) \cos \theta}{V} - \frac{P\psi_2}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}}, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{m}_{\text{КА}} &= -c, \\ \dot{\psi}_1 &= \frac{C_x S_M \rho V}{m_{\text{КА}}} \psi_1 - \left(\frac{K_{\text{эф}} C_x S_M \rho}{2m_{\text{КА}}} + \frac{g \cos \theta}{V^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{P\psi_2}{m_{\text{КА}} V^2 \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} \right) \psi_2 - \psi_3 \sin \theta, \\ \dot{\psi}_2 &= \left(g \cos \theta + \frac{P\psi_2}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} \right) \psi_1 - \\ &\quad - \left(\frac{g \sin \theta}{V} - \frac{P\psi_1}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} \right) \psi_2 - V\psi_3 \cos \theta, \\ \dot{\psi}_3 &= \frac{C_x S_M \beta \rho V^2}{2m_{\text{КА}}} \psi_1 - \frac{K_{\text{эф}} C_x S_M \rho V^2 \beta}{2m_{\text{КА}}} \psi_2, \\ \dot{\psi}_4 &= \left(- \frac{C_x S_M \rho V^3}{2m_{\text{КА}}^2} - \frac{PV\psi_1}{m_{\text{КА}}^2 \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} \right) \psi_1 - \\ &\quad - \left(\frac{P\psi_2}{m_{\text{КА}}^2 V \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} - \frac{K_{\text{эф}} C_x \rho S_M V}{2m_{\text{КА}}^2} \right) \psi_2. \end{aligned} \right\} \quad (4.24)$$

Функция B_2 на оптимальной траектории может быть записана следующим образом:

$$B_2 = -P \left(\frac{V\psi_1^2}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} + \frac{\psi_2^2}{m_{\text{КА}} \sqrt{V^2\psi_1^2 + \psi_2^2}} + \frac{\psi_4}{c} \right). \quad (4.25)$$

Из рассмотрения (4.19) и (4.25) видно, что минимум функции B_2 (а следовательно, и гамильтониана H) по величине тяги P достигается при граничных значениях

$$P = P_{\max}, \quad \text{если } B_\alpha > 0, \quad (4.26)$$

$$P = 0, \quad \text{если } B_\alpha < 0. \quad (4.27)$$

Итак, на оптимальной траектории управление по величине тяги релейно, а переключение двигателя с одного

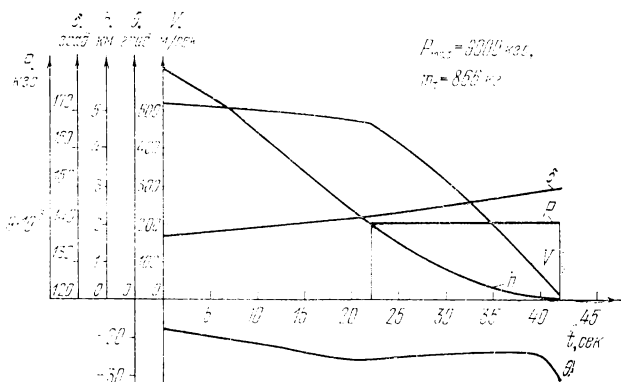


Рис. 4.1. Пример оптимального управления на траектории реактивного торможения.

режима на другой должно происходить в те моменты времени, когда функция переключения меняет знак. Количество переключений тяги двигателя определяется числом нулей функции B_α и выявляется лишь в результате численного решения краевой задачи для системы (4.24) и условий (4.9), (4.10), (4.14), (4.16).

Структура оптимальной траектории. Для решения краевой задачи использовался метод последовательных приближений [49]. На рис. 4.1 и 4.2 в качестве примера пред-

ставлены зависимости фазовых координат, угла $\delta = \vartheta + 180^\circ$ и величины тяги от времени спуска на оптимальной траектории реактивного торможения для КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* = 4,5 \text{ т}$, начальной скоростью $V_0^* = 515 \text{ м/сек}$, углом наклона траектории $\theta_0^* = -15^\circ$ и высотой $h_0^* = 6 \text{ км}$. При этом рассматривалась ТДУ типа ЖРД и

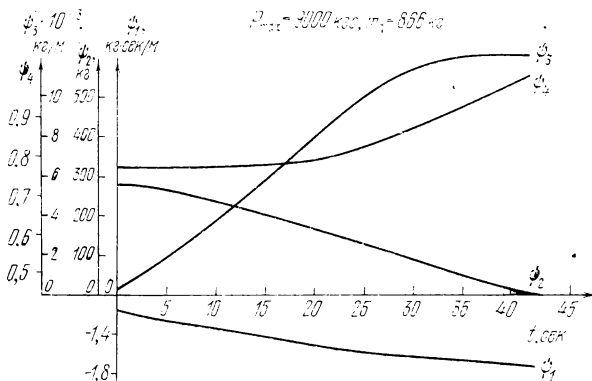


Рис. 4.2. Изменение сопряженных переменных при оптимальном управлении.

топливная смесь с величиной удельного импульса $P_{\text{уд}} = 230 \text{ сек}$ [46]. Анализ оптимальных траекторий показывает, что функция переключения B_α имеет только один нуль и соответственно величина тяги на всей траектории переключается только один раз с минимального значения $P = 0$ на максимальное $P = P_{\text{max}}$.

Исследования траекторий реактивного торможения показали также, что структура оптимального управления $P^{\text{opt}}(t)$ и $\alpha^{\text{opt}}(t)$ остается неизменной для всего рассматриваемого диапазона варьируемых параметров V_0^* , θ_0^* , h_0^* , $m_{\text{КА}}^*$, $P_{\text{уд}}$ и P_{max} : величина тяги $P^{\text{opt}}(t)$ имеет одно переключение с минимального значения на максимальное, а угол атаки монотонно убывает с некоторого малого значения $\alpha \approx -10^\circ$ до -12° при $t = t_s^*$ до $\alpha \approx 0$ при $t_k^* = T$. Найденный оптимальный закон управления вектором тяги ТДУ позволяет оценить предельные возможности по управлению ТДУ с точки зрения минимизации расхода топлива на торможение КА.

С практической точки зрения представляется интересным сравнить оптимальные траектории реактивного торможения с так называемыми *траекториями гравитационного разворота*, при полете по которым вектор тяги все время направлен против вектора скорости ($\alpha \equiv 0$), а величина тяги максимальна. Проведенные исследования показали, что использование программы гравитационного разворота приводит к незначительным дополнительным затратам топлива (увеличение m_T составляет $\sim 2\%$) по сравнению с оптимальным законом управления ТДУ. Учитывая этот факт, в дальнейшем при анализе участка мягкой посадки будем пользоваться более простой программой гравитационного разворота.

§ 4.3. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ

Основная составляющая массы реактивной СМП может быть представлена в виде суммы

$$m_{pc} = m_T + m_{\bar{o}} + m_K, \quad (4.28)$$

где m_T — масса топлива, $m_{\bar{o}}$ — масса баков и m_K — масса конструкции ТДУ.

Предварительно оценим влияние величины удельного импульса $P_{уд}$ и тяговооруженности

$$\bar{P} = \frac{P_{\max}}{g_0 m_{KA}} \quad (4.29)$$

на массу реактивной СМП. Потребная для реактивного торможения масса топлива, как известно, уменьшается с увеличением удельного импульса (рис. 4.3). С этой точки зрения для уменьшения суммы (4.28) желательно использовать топливо с высоким удельным импульсом. Однако высококалорийные топлива с большой величиной $P_{уд}$ могут иметь весьма низкую плотность и требуют особых условий для хранения [46], что ведет к увеличению потребного объема и соответственно «сухой» массы топливных баков, а значит, к возрастанию суммарной массы реактивной СМП. Результирующий эффект этих противоположных факторов не всегда может быть в пользу топлива с высоким значением удельного импульса, и в каждом конкретном случае требуется специальное исследование. В даль-

нейшем при анализе траекторий реактивного торможения, предполагающих использование ТДУ типа ЖРД, будем ориентироваться на величину удельной тяги $P_{уд} = 275 \text{ сек}$ [46, 88].

Другим важным фактором, влияющим на суммарную массу реактивной СМП, является рациональный выбор величины *тяговооруженности* $\bar{P}$. Величина $\bar{P}$ по-разному влияет на каждую из составляющих суммарной массы

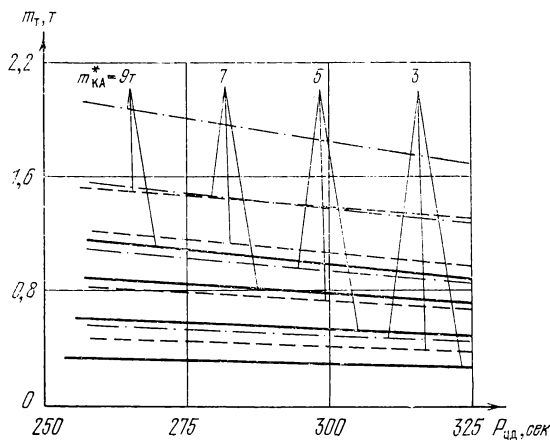


Рис. 4.3. Масса топлива, необходимая для торможения при различных значениях удельного импульса ($h_0^* = 6 \text{ км}$, $\theta_0^* = -15^\circ$; сплошная линия — при $V_0^* = 300 \text{ м/сек}$, штриховая — при $V_0^* = 500 \text{ м/сек}$, штрих-пунктирная — при $V_0^* = 700 \text{ м/сек}$).

(4.28). Так, малое значение тяговооруженности ведет к большему времени работы ТДУ, соответственно к большим гравитационным потерям и в целом к увеличению потребного запаса массы топлива. Для минимизации гравитационных потерь желательно величину тяговооруженности иметь достаточно большой. Однако это предъявляет повышенные требования к прочности конструктивных элементов ТДУ и приводит к увеличению массы конструкции ТДУ, которая пропорциональна величине тяги:

$$m_k = \gamma_{дв} P_{\max}. \quad (4.30)$$

Каждый конкретный тип ТДУ характеризуется своим значением величины удельной массы конструкции [46].

В частности, для ТДУ типа ЖРД с величиной максимальной тяги $P_{\max} = 5 \div 10 \text{ т}$ можно принять $\gamma_{\text{дв}} = 0,04$. Рис. 4.4 иллюстрирует типичные зависимости трех основных составляющих (m_K , m_δ , m_T), а также суммарной массы ТДУ ($m_{\text{рс}}$) от тяговооруженности для КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* = 5 \text{ т}$. Видно, что кривая $m_{\text{рс}}(\bar{P})$ имеет минимум, который соответствует оптимальной величине тяговооруженности. Оптимум по тяговооруженности для

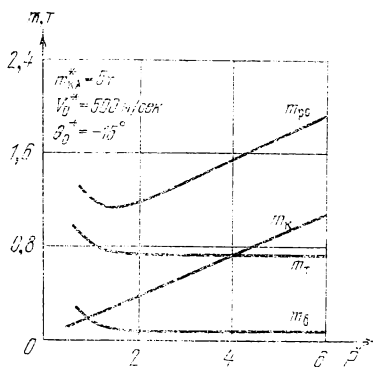


Рис. 4.4. Суммарная масса реактивной СМП и ее составляющих при различных величинах тяговооруженности.

рассматриваемого примера составляет величину $\bar{P} \approx 1,5$. Проведенные исследования показали, что величина оптимальной тяговооруженности остается практически неизменной в широком диапазоне изменения начальной массы КА, удельного импульса топлива и других характеристик ТДУ. Поэтому в последующих расчетах при торможении с помощью ЖРД величина тяговооруженности принималась равной $\bar{P} = 1,5$.

На рис. 4.5 представлена оценка суммарных массовых затрат, необходимых для осуществления мягкой посадки КА, в зависимости от начальной массы $m_{\text{КА}}^*$ при различных значениях удельного импульса ЖРД и начальной скорости. Видно, что масса СМП линейно возрастает с увеличением $m_{\text{КА}}^*$. Отношение массы СМП к начальной массе КА для фиксированного значения удельного импульса остается практически неизменным и в зависимости от его величины составляет $0,2 \div 0,25$ ($V_0^* = 500 \text{ м/сек}$). При этом большие числа соответствуют меньшим значениям удельного импульса. Так, при изменении $P_{\text{уд}}$ от 275 до 320 сек величина $m_{\text{рс}}$ уменьшается от 1,27 до 1,1 т (для КА с начальной массой 5 т и при $V_0^* = 500 \text{ м/сек}$).

Проанализируем *комбинированную СМП, состоящую из РДТТ и ЖРД*. Постановка такой задачи возникает в силу того, что твердотопливные ТДУ могут развивать большую тягу по сравнению с ЖРД при одной и той же

массе конструкции. Комбинацию двигателей можно использовать для некоторого снижения гравитационных потерь при спуске. Соответственно увеличивается $m_{\text{пн}}$ и уменьшается величина перепада высот, на которую снижается КА во время работы ТДУ. Кроме того, применение РДТТ позволяет гораздо быстрее приблизить траекторию реактивного торможения к вертикальной, что в целом создает более благоприятные условия для работы системы управления КА на заключительном этапе мягкой

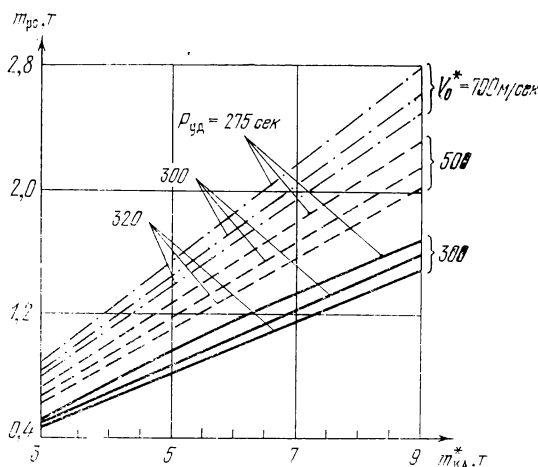


Рис. 4.5. Оценка массы реактивной СМП при $\bar{P} = 1,5$.

посадки. Однако использование только твердотопливных ТДУ для организации мягкой посадки в настоящее время затруднительно в первую очередь из-за сложности организации приемлемого по точности управления тягой ТДУ на заключительном участке траектории. Для устранения указанного нежелательного эффекта и рассматривается комбинация РДТТ и ЖРД в качестве тормозной двигательной установки. Схема посадки выглядит следующим образом. Сначала КА осуществляет пассивный полет от высоты h_j^* до некоторой высоты $h_1^* \leq h_j^*$, на которой происходит включение РДТТ. Во время работы РДТТ скорость спуска гасится до некоторой промежу-

точной величины V_{Π} . Соображения, из которых исходят при выборе этой величины, будут обсуждены ниже. Благодаря большой тяговооруженности РДТТ ($\bar{P} = 10 \div 15$) гашение скорости КА осуществляется сравнительно быстро, что позволяет улучшить баллистические характеристики траектории реактивного торможения. При достижении аппаратом скорости $V = V_{\Pi}$ твердотопливная ТДУ отключается и КА в течение некоторого времени осуществляет пассивный полет. В конце участка пассивного движения на высоте, обеспечивающей выполнение конечных условий, включается ЖРД и работает вплоть до момента контакта КА с поверхностью. Управление на обоих участках работы тормозной двигательной установки можно осуществлять по программе гравитационного разворота.

При анализе работы СМП комбинированного типа вводились следующие предположения:

- на параметры траектории КА в момент окончания работы РДТТ не накладываются никакие ограничения;
- после выгорания топлива РДТТ корпус двигателя может отделяться или нет;
- значения удельного импульса топлива и тяговооруженности составляют:

$$P_{уд} = 300 \text{ сек}, \quad \bar{P} = 10 \text{ (для РДТТ),}$$

$$P_{уд} = 275 \text{ сек}, \quad \bar{P} = 1,5 \text{ (для ЖРД);}$$

— масса конструкции ЖРД вычисляется по формуле (4.30), а масса РДТТ принималась равной $m_K = 100 \text{ кг}$.

Важным вопросом является рациональный выбор скорости V_{Π} в момент окончания работы РДТТ. Эта скорость должна выбираться по возможности малой для получения наилучших баллистических характеристик траектории снижения без увеличения массы СМП, т. е. уменьшение высоты участка торможения и увеличения крутизны траектории в момент включения ЖРД ($|\theta_0|$). Например, при $V_{\Pi} = 150 \text{ м/сек}$ угол наклона траектории КА в момент включения ЖРД составляет величину порядка $55 \div 57^\circ$, а при $V_{\Pi} = 50 \text{ м/сек}$ — $|\theta_0| \approx 78 \div 81^\circ$ (в зависимости от начальной скорости и массы КА). Изменение высоты за время активного торможения КА при $V_{\Pi} = 50 \text{ м/сек}$ незначительно и составляет на участке работы РДТТ величину порядка $0,1 \div 0,3 \text{ км}$, а на участке работы ЖРД

0,6 ÷ 0,8 км (для КА с $m_{КА}^* \approx 4 \div 6$ т и $V_0^* = 300 \div 600$ м/сек).

При проведении дальнейших исследований будем ориентироваться на величину $V_{II} = 50$ м/сек. Для этого случая на рис. 4.6 представлена зависимость суммарной массы комбинированной СМП от начальной массы КА при

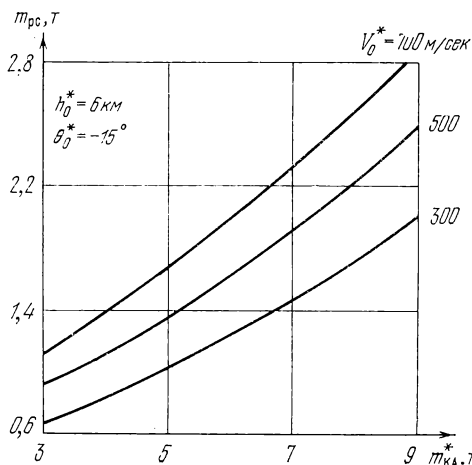


Рис. 4.6. Суммарная масса комбинированной СМП (ЖРД и РДТТ).

различных значениях начальной скорости. Увеличение $m_{КА}^*$ приводит к возрастанию суммарной массы СМП. Так, при $V_0^* = 500$ м/сек увеличение начальной массы КА от $m_{КА}^* = 3$ т до $m_{КА}^* = 9$ т приводит к возрастанию суммарной массы СМП от $m_{с,т} = 0,9$ т до $m_{с,т} = 2,52$ т.

В целом можно отметить, что система мягкой посадки, предполагающая совместное использование РДТТ и ЖРД при прочих равных условиях, требует больших затрат массы на организацию реактивного торможения, чем при использовании одного ЖРД. Из сравнения зависимостей, представленных на рис. 4.5 и 4.6, следует, что при одинаковых начальных условиях (высота ввода $h_0^* = 6$ км) СМП, использующая ЖРД, примерно на 10% легче комбинированной СМП. Эта разница может быть существенно

уменьшена, если высоту включения РДТТ подбирать оптимальным образом. При уменьшении начальной высоты

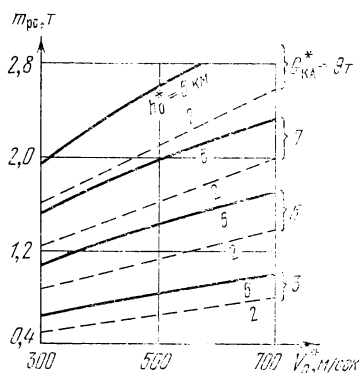


Рис. 4.7. Суммарная масса комбинированной СМП в зависимости от начальной скорости ($\theta_0^* = -15^\circ$).

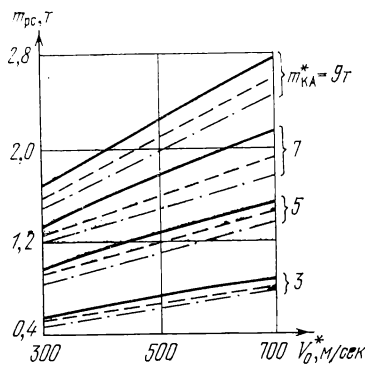


Рис. 4.8. Суммарная масса системы мягкой посадки с ЖРД в зависимости от V_0^* ($\theta_0^* = -15^\circ$, $h_0^* = 6$ км, $\bar{P} = 1.5$; сплошная линия — при $P_{уд} = 275$ сек, штриховая — при $P_{уд} = 300$ сек, штрихпунктирная — при $P_{уд} = 320$ сек).

с $h_0^* = 6$ км до $h_0^* = 2$ км масса обоих типов реактивной СМП становится приблизительно одинаковой (рис. 4.7, 4.8).

§ 4.4. ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ НА МАССУ РЕАКТИВНОЙ СМП

Определим требования к конечным значениям параметров траектории аэродинамического торможения. На рис. 4.8, 4.9 показана потребная масса реактивной системы мягкой посадки при различных начальных условиях включения ЖРД по скорости V_0^* и углу наклона траектории к местному горизонту θ_0^* ($h_0^* = 6$ км). Варьируются начальная масса $m_{КА}$ и величина удельного импульса $P_{уд}$. Аналогичные зависимости имеют место для всего рассматриваемого диапазона начальных высот h_0^* от 3 до 9 км. С увеличением начальной скорости V_0^* происходит возрастание суммарных затрат массы на систему торможения. Так, при увеличении начальной скорости от $V_0^* = 300$ м/сек до $V_0^* = 700$ м/сек происходит возрастание

суммарной массы СМП от $m_{pc} = 0,98 \text{ т}$ до $m_{pc} = 1,5 \text{ т}$. С уменьшением по модулю угла $|\theta_0^*|$ величина суммарных затрат массы уменьшается. Например, при изменении $|\theta_0^*|$ от 25 до 0° величина m_{pc} уменьшается от $1,64$ до $1,4 \text{ т}$. Если величина скорости V_0^* уменьшается, то зависимость m_{pc} от θ_0^* становится более слабой и при $V_0^* \leq$

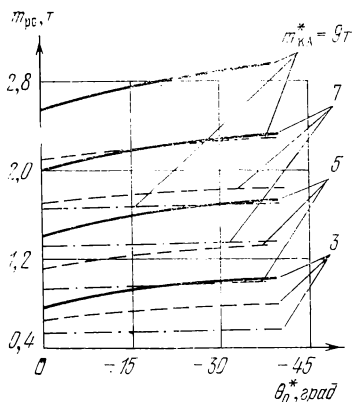


Рис. 4.9. Суммарная масса системы мягкой посадки с ЖРД при различных условиях включения двигателя ($h_0^* = 6 \text{ км}$, $\bar{P} = 1,5$, $P_{уд} = 275 \text{ сек}$; сплошная линия — при $V_0^* = 700 \text{ м/сек}$, штриховая — при $V_0^* = 500 \text{ м/сек}$, штрих-пунктирная — при $V_0^* = 300 \text{ м/сек}$).

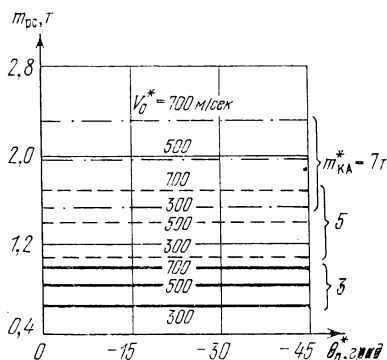


Рис. 4.10. Суммарная масса комбинированной системы мягкой посадки при различных условиях ввода системы в действие ($h_0^* = 6 \text{ км}$).

$\leq 300 \text{ м/сек}$ суммарные затраты массы на реактивное торможение практически не зависят от начального угла θ_0^* . Указанный характер зависимостей m_{pc} от V_0^* и θ_0^* сохраняется для всего рассматриваемого диапазона начальной массы m_{KA} и удельных импульсов $P_{уд}$.

На рис. 4.7 и 4.10 представлены аналогичные данные, показывающие влияние начальной скорости V_0^* и угла θ_0^* на суммарную массу комбинированной СМП. Характер изменения зависимостей $m_{pc}(V_0^*)$ и $m_{pc}(\theta_0^*)$ при использовании комбинированных СМП такой же, как и при использовании торможения с помощью ЖРД, причем m_{pc} от θ_0^* зависит очень слабо.

Таким образом, учитывая, что $V_0^* = V_K$ и $\theta_0^* = \theta_K$, можно отметить, что независимо от типа рассматриваемой реактивной системы мягкой посадки для уменьшения энергетических затрат на активное торможение КА при работе СМП необходимо стремиться к получению в конце участка аэродинамического торможения (на заданной конечной высоте) минимальных значений скорости V_K и угла наклона траектории к местному горизонту $|\theta_K|$:

$$\min V_K, \quad \min |\theta_K|, \quad h_K \text{ задано.} \quad (4.31)$$

При этом для $|\theta_K|$ в принципе можно требовать минимума, равного нулю (это не противоречит физическому смыслу). Тогда условие (4.31) можно записать следующим образом:

$$\min V_K, \quad \theta_K = 0, \quad h_K \text{ задано.} \quad (4.32)$$

Полученный критерий оптимальности полностью удовлетворяет общему функционалу (3.6) и может быть принят для дальнейшего анализа.

ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНАЯ СИСТЕМА МЯГКОЙ ПОСАДКИ

§ 5.1. ОБСУЖДЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ. ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Использование парашютно-реактивных систем (ПРС) является одним из наиболее доступных и эффективных способов осуществления мягкой посадки КА на планеты, имеющие атмосферу достаточной плотности (Земля, Венера). Разреженность атмосферы Марса выдвигает ряд специфических требований к системе мягкой посадки этого типа. Здесь в первую очередь следует отметить сложность ввода в работу ПРС в условиях больших начальных скоростей спуска ($M \gg 1$) при сравнительно малых скоростных напорах ($q_0^* \approx 50 \div 100 \text{ кгс/м}^2$), сложность исследования динамики системы, состоящей из КА и парашюта, и т. п. Сказанное в сочетании с обычным требованием создания СМП минимальной массы делает задачу очень трудоемкой. Использовать без изменения опыт создания парашютов для спуска в земной атмосфере невозможно.

Проектирование ПРС для марсианских КА является большим самостоятельным разделом современной космической техники. Мы рассмотрим здесь кратко лишь некоторые некоторых характерных проблем разработки ПРС. Будет проведен такой проектно-баллистический анализ, чтобы выработать требования к участку основного аэродинамического торможения. Как и в случае реактивной СМП, ставится задача перевода КА из начальной точки, определенной параметрами V_0^* , θ_0^* , h_0^* , в конечную точку с $V_K^* = 0$, $\theta_K^* = -\pi/2$ и $h_K^* = 0$ при выполнении условия $\min m_{\text{прс}}$.

Диапазон начальных условий ввода ПРС. В отличие от рассмотренного ранее участка мягкой посадки с реактивной СМП, на область возможного варьирования начальных условий ввода ПРС накладываются дополнительные ограничения, которые объясняются спецификой

конструкций систем. Это в первую очередь ограничения на скорость V_0^* и высоту h_0^* , связанные с теплостойкостью и прочностью материала парашютов. Необходимость ввода парашюта при больших числах Маха приводит к значительному нагреву материала парашюта. Повреждение парашюта от действия аэродинамического нагрева для используемых в настоящее время материалов начинается при числах Маха порядка $3,3 \div 3,5$. Таким образом, чтобы предотвратить разрушение парашюта от теплового нагрева, начальная скорость ввода не должна превышать некоторой допустимой величины:

$$V_0^* \leq V_{0 \text{ доп}}^* \quad (5.1)$$

С другой стороны, разрушение купола парашюта может произойти и в том случае, если величина действующей на него нагрузки превысит некоторые допустимые пределы, откуда вытекает ограничение на допустимую величину скоростного напора q_0^* :

$$q_0^* \leq (q_0^* \text{ доп})_{\text{max}} \quad (5.2)$$

Оно в свою очередь определяет допустимые значения фазовых координат V_0^* и h_0^* , так как

$$q_0^* = \frac{\rho (h_0^*) V_0^{*2}}{2} \quad (5.3)$$

На рис. 5.1 для различных значений допустимой величины скоростного напора показана область варьирования начальной скорости V_0^* и высоты h_0^* , учитывающая ограничения (5.1) (прямая 1) и (5.2) (прямые 2). Следует рассматривать величины V_0^* и h_0^* , лежащие левее заштрихованных прямых 2. Например, для $q_{0 \text{ доп}}^* = 70 \text{ кгс/м}^2$ допустимая область изменения V_0^* и h_0^* лежит левее ломаной abc . С увеличением допустимой величины скоростного на-

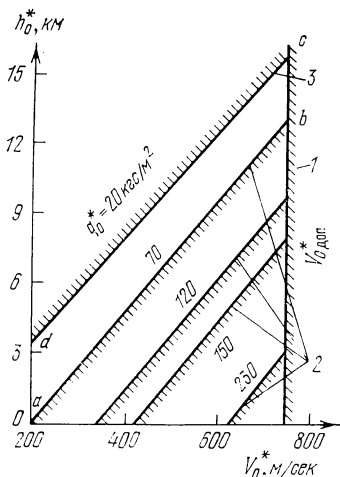


Рис. 5.1. Допустимая область варьирования начальных условий ввода парашюта.

пора область возможных начальных условий расширяется, однако, начиная с некоторого значения $q_{0\text{ доп}}^*$, вступает в силу ограничение (5.1) на начальную скорость V_0^* .

Ограничения на начальную скорость V_0^* и h_0^* зависят от теплостойкости материала парашюта и его прочностных характеристик. При выборе материала, представляющем одну из важнейших проблем, необходимо также учитывать воздействия, которым будет подвергаться парашютная система в процессе подготовки к запуску, во время запуска, межпланетного полета и работы в атмосфере Марса. К ним относятся: стерилизация всех элементов КА, осуществляющего спуск на поверхность планеты; длительное нахождение материала парашюта в вакууме во время перелета от Земли до Марса; тепловой нагрев КА во время прохождения плотных слоев атмосферы Марса и т. п.

Принятый в настоящее время способ стерилизации заключается в нагреве элементов КА до температуры порядка 150°C и выдерживании их при такой температуре в течение длительного времени. В настоящее время принимается, что нагрев КА в целях стерилизации приводит к уменьшению прочности материала парашюта на 10%. При выборе материала для купола парашюта американского КА «Викинг» было установлено, что наименее подвержены вредному влиянию нагрева материалы типа «дакрон» и «помекс». Предпочтение было отдано «дакрону», поскольку он имеет большую прочность при комнатной температуре, более высокую относительную прочность после длительного выдерживания при температуре 142°C , на 30% легче и дешевле в изготовлении [109].

Помимо рассмотренных выше ограничений, накладываемых на начальную скорость V_0^* и высоту h_0^* прочностными и теплостойкими характеристиками материала парашюта, немаловажным фактором, влияющим на диапазон возможных начальных условий по V_0^* и h_0^* , является ограничение, накладываемое на скоростной напор q_0^* из условия наполняемости купола парашюта:

$$q_0^* \geq (q_{0\text{ доп}}^*)_{\min}. \quad (5.4)$$

Величина $(q_{0\text{ доп}}^*)_{\min}$ составляет приблизительно $18 \div 20 \text{ кгс/м}^2$ [105]. На рис. 5.1 (прямая 3) показано, что

выполнение условия (5.4) приводит к дополнительному ограничению на диапазон возможных значений скорости V_0^* и высоты h_0^* . Например, при $(q_0^* \text{ доп})_{\max} = 150 \text{ кгс/м}^2$, $(q_0^* \text{ доп})_{\min} = 20 \text{ кгс/м}^2$ и значении V_0^* , соответствующем числу $M = 3,5$, начальная высота может изменяться в диапазоне от 8 до 16 км.

Проведенный анализ позволил выявить диапазон начальных условий ввода ПРС — скорости V_0^* и высоты h_0^* . На начальное значение третьей фазовой координаты — угол наклона траектории θ_0^* — никаких ограничений не накладывается, и поэтому величина θ_0^* варьируется в пределах от 0 до $\pi/2$.

Прежде чем перейти непосредственно к проектно-баллистическому анализу СМП, рассмотрим некоторые проблемы создания ПРС, решение которых в значительной степени влияет на траекторию участка мягкой посадки.

Выбор формы парашюта. При выборе формы парашюта необходимо обеспечить, во-первых, высокий коэффициент аэродинамического сопротивления, что позволяет

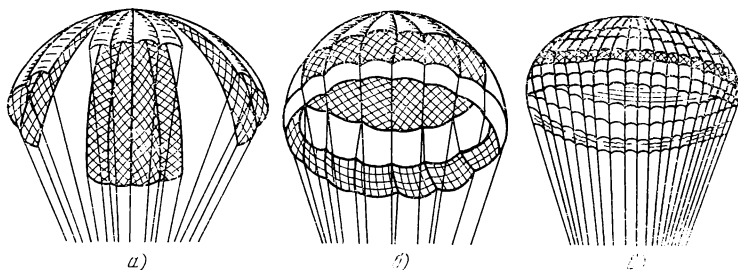


Рис. 5.2. Формы парашютов, рассмотренные при выборе системы мягкой посадки КА «Викинг»: а) крестообразный парашют; б) ленточный парашют с центральным диском; в) модифицированный кольцевой парус.

уменьшить массу системы посадки при заданной начальной массе КА. Во-вторых, важно обеспечить хорошую устойчивость снижения и не допустить сильных колебаний парашюта в процессе спуска, которые могут нарушить работу систем измерения и управления.

При выборе возможных вариантов формы сверхзвукового парашюта ориентируются на опыт разработки дозвуковых парашютов [105, 107]. Так, при разработке системы

мягкой посадки КА «Викинг» в качестве возможных вариантов были рассмотрены три формы парашютов [105], показанные на рис. 5.2:

- модифицированный кольцевой парус;
- крестообразный (или плюсообразный);
- ленточный с центральным диском.

Модификация кольцевого паруса заключалась в устраниении одной из кольцевых полос вблизи юбки купола

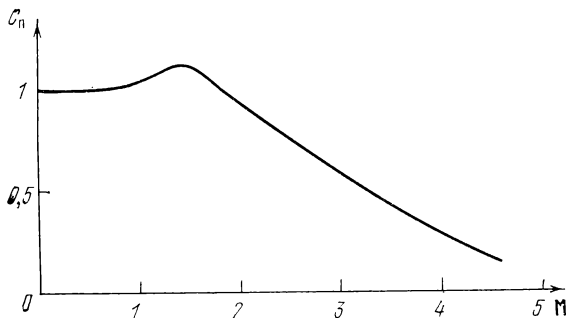


Рис. 5.3. Характерная зависимость коэффициента лобового сопротивления парашюта от числа M .

для улучшения устойчивости системы, состоящей из КА и парашюта. Эти три формы использовались в летных экспериментах без изменений, несмотря на увеличение числа Маха, при котором осуществляется ввод парашюта. При этом оказалось, что ленточный парашют с центральным диском и парашют в форме кольцевого паруса обладают лучшей устойчивостью по сравнению с крестообразным парашютом в рассматриваемом диапазоне скоростей ввода, хотя последний обладает наибольшим коэффициентом лобового сопротивления. В дальнейшем для КА «Викинг» в качестве тормозного устройства был выбран ленточный парашют с центральным диском. Проведенные испытания парашютов различных форм показывают, что в целом с увеличением скорости ввод парашюта коэффициент аэродинамического сопротивления падает, а колебания купола возрастают. Характерная зависимость коэффициента лобового сопротивления парашюта C_n от числа M приведена на рис. 5.3. Для ограничения или демпфирования колебаний купола парашюта необходимо исполь-

зовать устройства, поглощающие энергию колебаний купола парашюта. В частности, одно из таких устройств, разработанное и испытанное для ленточного парашюта с центральным диском, позволяет поглощать энергию колебаний за счет удлинения элементов, изготовленных из поливинилхлоридного материала [105]. Летные испытания, проведенные в условиях ввода парашюта при $M = 3 \div 3,1$, подтвердили высокую эффективность этого устройства.

Уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления парашюта и увеличение колебаний купола при больших числах Маха приводят к необходимости рассмотрения дополнительных наддуваемых тормозных систем. Эти устройства позволяют обеспечить хорошую устойчивость и высокий коэффициент аэродинамического сопротивления при сверхзвуковых скоростях. Однако при дозвуковых скоростях коэффициент аэродинамического сопротивления этих устройств существенно меньше, чем у парашюта. Такое устройство может служить первой ступенью тормозной системы, в которой парашют используется только при дозвуковых скоростях.

Выбор длины строп оказывает заметное влияние на характеристики парашюта. Увеличение длины строп приводит к увеличению площади купола парашюта после наполнения и соответственно к существенному увеличению силы лобового сопротивления. Однако это сопровождается значительным нерегулярным изменением формы купола парашюта, в результате чего возможны большие поперечные колебания. Кроме того, при выборе длины строп следует учитывать влияние спутной струи в следе КА на характеристики парашюта и условия по его наполнению. Поэтому в каждом конкретном случае необходимо проводить специальное исследование с целью оптимального выбора длины строп. В настоящее время считается, что длина строп должна быть не менее чем в 6—9 раз больше диаметра КА.

Исследование процесса раскрытия парашюта. Большой интерес представляет исследование двух факторов: динамического удара при раскрытии купола парашюта и времени его наполнения. Величина динамического удара определяет требуемые прочностные характеристики материала купола парашюта, поскольку наибольшие на-

пряжения в конструкции парашютных систем возникают на этапе наполнения купола. Тем самым величина динамического удара влияет на массу всей СМП этого типа. Время наполнения купола определяет величину пути, проходимого аппаратом в процессе раскрытия парашюта, и заметно влияет на схему спуска КА с парашютно-реактивной системой мягкой посадки. Исследование динамики раскрытия парашютов является исключительно сложной задачей. Действительно, парашют представляет собой геометрически изменяемое устройство нежесткой конфигурации. Поток в окрестности наполняющегося парашюта не поддается теоретическому описанию. Поэтому невозможно установить теоретически характер изменения геометрической формы парашюта, распределения давления на купол и стропы в процессе ввода парашюта и наполнения купола. Проблема исследования динамики раскрытия парашюта еще больше осложняется необходимостью одновременного учета динамических, аэродинамических, массовых и других характеристик текстильного материала, эффектов его взаимодействия с ударными волнами при сверхзвуковом обтекании. Основные усилия в этой области направляются на разработку численных методов анализа процесса наполнения парашюта и определения динамических нагрузок применительно к парашютным системам и КА любой формы, поскольку в настоящее время одним из основных при изучении динамики раскрытия парашюта является метод модельных испытаний в аэродинамических трубах и натурных испытаний парашютов в атмосфере Земли с имитацией марсианских условий ввода. Эти испытания, в частности, показали, что для КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* \approx 3 \div 9 \text{ т}$ и парашютов с рассмотренными выше конфигурациями время наполнения купола может составлять от долей секунды до нескольких секунд в зависимости от конкретных условий ввода. Динамическая нагрузка в момент раскрытия купола может достигать десятков тонн. Поскольку величина этого удара пропорциональна площади купола парашюта, то целесообразно для уменьшения нагрузки на купол осуществлять ввод парашютов по этапам, используя систему рифления купола.

Одна из возможных схем рифления купола парашюта приведена в работе [62]. Натяжение двух строп, соединен-

ных с рифующим шнуром на юбке купола, приводит к уменьшению его входного отверстия. Вследствие этого нагрузка на купол существенно уменьшается. Спустя некоторое время, в течение которого скорость КА заметно снизается, осуществляется разрифление купола парашюта без заметного динамического удара.

Влияние спутной струи на процесс наполнения и характеристики парашюта. Выбор парашюта для аэродинамического торможения требует хорошего знания структуры поля течения в спутной струе за КА. Эта информация является основной при оценке коэффициента лобового сопротивления и устойчивости парашюта в процессе его наполнения и последующего полета. Влияние спутной струи особенно сильно проявляется при раскрытии парашюта в сверхзвуковом набегающем потоке. В связи с тем, что очень трудно аналитически моделировать поле течения за телами, особенно за затупленными, обычно приходится использовать данные экспериментов. Как показано в работах [105, 107], при вводе парашюта в сверхзвуковой набегающий поток спутная струя за КА может быть разделена вблизи парашюта на два участка: внутренний участок повышенной вязкости и наружный участок пониженной вязкости. Внутренний участок образуется главным образом за счет отделения пограничного слоя КА и характеризуется значительными градиентами давления скорости. Наружный участок образуется потоком, проникающим через головной скачок. Параметры спутной струи по мере удаления от ее оси приближаются к параметрам набегающего потока. Поскольку диаметр наполненного купола парашюта примерно в 3-4 раза превышает диаметр КА, то спутная струя будет находиться в створе купола.

Проведенные исследования показывают, что наибольшее отличие в значениях скоростных напоров в спутной струе (q_1) и в набегающем потоке (q_∞) наблюдается в центральной части струи при $x/D_{КА} = 1$ (где x — расстояние между куполом парашюта и КА, а $D_{КА}$ — диаметр КА). С увеличением параметра $x/D_{КА}$ различие между q_1 и q_∞ уменьшается. Центральная часть струи определяется как геометрическое место точек, где наблюдается минимальное значение скоростного напора. Центр струи совпадает с продольной осью аппарата для случая нулевого угла ата-

ки. При дозвуковых скоростях увеличение числа Маха приводит к соответствующему уменьшению величины q_1/q_∞ во всей спутной струе. Увеличение числа M при сверхзвуковых скоростях приводит сначала к увеличению q_1/q_∞ , а затем к уменьшению q_1/q_∞ при числах $M > 2$ (рис. 5.4).

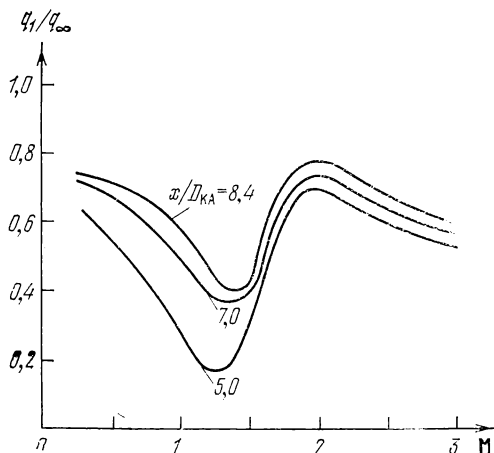


Рис. 5.4. Относительный скоростной напор на осевой линии спутной струи.

В общем случае точно не установлено, каким образом спутная струя влияет на процесс наполнения и характеристики парашюта. Вопрос осложняется также необходимостью учета влияния угла атаки КА на спутную струю, особенно в процессе наполнения купола. Для исследования этих проблем в каждом конкретном случае необходимо проводить испытания в аэродинамической трубе и натурное моделирование.

Приведенные на рис. 5.4 результаты исследования параметров спутной струи получены для КА «Викинг» [105, 107]. Испытания проводились в сверхзвуковых, трансзвуковых и дозвуковых аэродинамических трубах. Из рассмотрения представленных зависимостей видно, что проблема анализа влияния спутной струи на характеристики парашюта находится в тесной взаимосвязи с проблемой оптимального выбора длины строп. С точки зрения влияния спутной струи на характеристики парашюта желательно иметь длину строп как можно большей, поскольку

ку с увеличением $x/D_{КА}$ потери в скоростном напоре уменьшаются. Например, при трансзвуковых скоростях для $x/D_{КА} = 5$ величина скоростного напора составляет $1/3$ от его значения при дозвуковых или сверхзвуковых скоростях. При дальнейшем увеличении расстояния от КА до купола парашюта, когда $x/D_{КА} > 7$, потери скоростного напора при трансзвуковых скоростях становятся значительно меньше. На основании этих экспериментов, а также с учетом ряда других отмеченных выше факторов и была выбрана оптимальная длина строп парашюта, обеспечивающая относительное расстояние между куполом и КА «Викинг», равное 8,5.

Мы далеко не исчерпали проблем, которые возникают при проектировании парашютов для посадки КА на Марс. В частности, не были рассмотрены динамика пространственного движения системы, включающей КА и парашюты, стабилизация парашюта и КА при действии возмущений, расчет конструкции устройства, осуществляющего ввод парашюта в сверхзвуковой поток, проблема отработки парашютов в аэродинамических установках и при натурных испытаниях и многие другие.

Что касается двигательной установки, начинающей действовать после сброса парашютной системы, то возникающие проблемы в значительной части были рассмотрены в главе 4. Отметим лишь, что при анализе ПРС двигатель предполагается недросселируемым, с постоянной тягой; включение двигателя однократное, тяга постоянно направлена против вектора скорости. Условия включения ТДУ выбираются такими, чтобы в момент достижения поверхности Марса ($h_K^* = 0$) конечная скорость равнялась нулю. Никаких предпосадочных маневров, а соответственно и затрат на них не предполагается. Двигатель предполагается жестко связанным с корпусом КА, а его тяга направленной по оси аппарата.

Схема спуска. В табл. 5.1 представлена классификация типов ПРС и указана область их применения. При проведении последующего проектно-баллистического анализа участка мягкой посадки будем ориентироваться на наиболее простые типы 5 и 6 построения ПРС. При этом тип 5 является более общим по сравнению с типом 6, отличаясь от него дополнительным этапом — участком полета с зарифсованным парашютом. В этом случае спуск КА на участ-

Таблица 5.1

№№ п/п	Тип ПРС	Область применения
1	Надувное устройство типа «Ballute» + тормозной парашют + зарифованный основной + разрифованный основной + двигатель	$M \leq 4$
2	Тормозной парашют + зарифованный основной + разрифованный основной + двигатель	$M \leq 3,5$
3	Стабилизирующий вытяжной парашют + зарифованный основной + разрифованный основной + двигатель	$M \leq 3$
4	Стабилизирующий вытяжной парашют + разрифованный основной + двигатель	$M \leq 3$
5	Зарифованный основной (катапультируемый из «пушки») парашют + разрифованный основной + двигатель	$M \leq 3$
6	Разрифованный основной парашют + двигатель	$M \leq 3$

ке мягкой посадки рационально осуществлять по схеме, основные этапы которой представлены на рис. 5.5.

Предполагается, что введение парашюта в поток происходит в некоторый момент времени t_0^* . До момента t_1^* происходит надув зарифованного парашюта. На участке от t_1^* до t_2^* происходит торможение с использованием зарифованного парашюта. Промежуток времени $\Delta t^* = t_2^* - t_1^*$ достаточно мал, но тем не менее эффективность торможения здесь велика. В момент времени t_2^* происходит разрифовка парашюта и в течение следующего временного интервала (существенно более продолжительного) осуществляется полет КА с разрифованным парашютом, в процессе которого может быть достигнут установившийся режим сплижения. Для простоты исследований будем считать, что переходные процессы происходят мгновенно.

После достижения КА некоторой достаточно малой скорости в момент времени t_3^* происходит сброс парашюта. Для надежности выполнения этой операции выделяется некоторый интервал времени (так называемая *гарантированная задержка* $\Delta t_{гз} = t_4^* - t_3^*$), в течение которого запрещается включение ТДУ. Через некоторый момент времени $t_5^* - t_4^*$, выбираемый из условия осуществления мягкой посадки КА, происходит включение ТДУ. Двигатель,

как уже говорилось, работает с постоянной максимальной тягой, вектор которой на протяжении всего активного

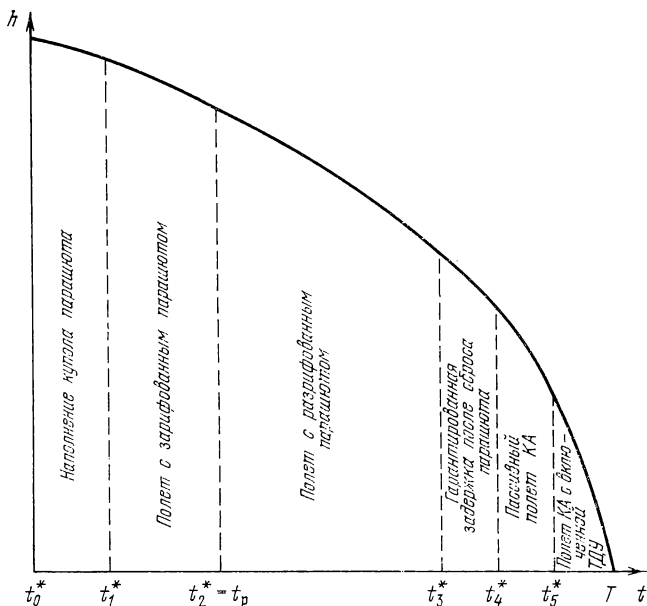


Рис. 5.5. Основные этапы спуска КА с ПРС: t_0^* — ввод парашюта в поток, t_1^* — конец процесса наполнения купола парашюта, t_2^* — разрифовка купола парашюта, t_3^* — сброс парашюта, t_4^* — конец гарантированной задержки после сброса парашюта, t_5^* — включение двигателя, T — контакт КА с поверхностью планеты.

участка направлен против вектора скорости КА (программа гравитационного разворота) до момента контакта КА с поверхностью ($t_K^* = T$).

§ 5.2. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ

Используя описанную схему полета КА на участке мягкой посадки, проведем оптимизацию основных параметров парашютно-реактивной СМП из условия минимума ее массы. В общей постановке это сложная многопараметрическая задача, включающая ряд неизвестных величин, ограничения и дополнительные условия,

Полная масса ПРС складывается из массы парашютной системы ($m_{пс}$) и массы реактивной системы ($m_{рс}$). Следовательно, минимальное значение оптимизируемого функционала определяется минимумом суммы двух составляющих:

$$\min m_{прс} = \min (m_{пс} + m_{рс}). \quad (5.5)$$

В отношении функционала (5.5) следует сделать два замечания.

С одной стороны, необходимо проводить независимую оптимизацию параметров как парашютной, так и реактивной систем. В частности, материал парашюта должен быть как можно легче, прочнее и с наибольшей теплостойкостью, желательно также иметь наиболее совершенную конструкцию парашюта и его автоматики. Подобные требования предъявляются и к ТДУ. Желательно иметь более легкий и совершенный двигатель, позволяющий осуществлять, например, глубокое дросселирование, следует стремиться к более совершенной конструкции баков и иметь высокоэффективное топливо и т. п. Удовлетворение этим требованиям, естественно, приводит к уменьшению суммарной массы СМП.

С другой стороны, выбранные параметры парашютной системы непосредственно влияют на характеристики ТДУ, и наоборот. Например, площадь купола парашюта, время спуска на парашюте и высота его последующего сброса определяют начальную скорость, при которой начинает работать двигатель. От этого будет зависеть требуемая величина тяги ТДУ, масса ТДУ и масса топлива. Но если характеристики ТДУ заданы, то они однозначно определяют условия включения ТДУ, а последние формируются при спуске на парашюте. Отсюда возникают требования к характеристикам парашюта.

В дальнейшем предполагается, что конструкции парашюта, автоматических систем и ТДУ выбраны оптимальными, а решение задачи проводится путем варьирования проектно-баллистических характеристик парашютной и реактивной систем с целью поиска их наилучшей комбинации, удовлетворяющей условию (5.5).

Как было показано в главе 3, масса парашютно-реактивной системы зависит от целого ряда факторов, основными из которых являются: начальные условия ввода

системы (V_0^* , θ_0^* , h_0^*), параметры КА ($m_{КА}^*$, S_m , C_x и др.), параметры парашютной системы (F_{Π} , C_{Π} , C_p и др.) и параметры реактивной системы ($P_{уд}$, $\bar{P}$, $m_{КА}$, m_K , m_0 и др.).

В случае решения оптимальной задачи все указанные параметры должны варьироваться с целью определения их наилучшей комбинации. Кроме того, варьируются высота отстреливания парашюта (h_3) и время гарантированной задержки $\Delta t_{гз}$.

Итак, в общем случае масса ПРС является функцией по крайней мере десяти основных параметров

$$m_{\text{прс}} = f(h_0^*, \theta_0^*, V_0^*, F_{\Pi}, h_3, \Delta t_{гз}, C_p, \bar{P}, P_{уд}, m_{КА}^*). \quad (5.6)$$

Для упрощения решения поставленной задачи проведем поэтапный анализ влияния указанных параметров на $m_{\text{прс}}$. Первоначально зафиксируем начальные условия ввода ПРС (V_0^* , θ_0^* и h_0^*) и массу КА ($m_{КА}^*$). Кроме того, воспользуемся результатами исследований активной СМП и примем параметры ТДУ ($\bar{P}$, $P_{уд}$) также постоянными. Тем самым на первом этапе будет проведена замена большей части параметров постоянными величинами. Такая операция не приводит к искажению общей качественной картины и позволяет существенно упростить задачу оптимизации основных параметров ПРС. В частности, при проведении исследований, результаты которых представлены в настоящем разделе, предполагалось, что раскрытие парашюта происходит на высоте $h_0^* = 9$ км при скорости $V_0^* = 750$ м/сек и угле наклона траектории $\theta_0^* = -20^\circ$. На активном участке торможения используется ЖРД с величиной удельного импульса топлива $P_{уд} = 230$ сек и тяговооруженностью $\bar{P} \approx 1,5$. Рассматривается КА с начальной массой $m_{КА}^* = 4500$ кг.

При сделанных допущениях и предположениях число варьируемых параметров задачи существенно снижается и искомый функционал принимает следующий вид:

$$m_{\text{прс}} = f(F_{\Pi}, h_3, \Delta t_{гз}, C_p). \quad (5.7)$$

Параметры, входящие в функционал (5.7), варьировались в следующих пределах:

$$\left. \begin{aligned} 100 \text{ м}^2 &\leq F_{\Pi} \leq 800 \text{ м}^2, & 0,4 &\leq C_p \leq 1, \\ 1 \text{ км} &\leq h_3 \leq 5 \text{ км}, & 5 \text{ сек} &\leq \Delta t_{гз} \leq 15 \text{ сек}. \end{aligned} \right\} \quad (5.8)$$

В качестве исходных принимались следующие значения варьируемых параметров:

$$F_{\Pi}^{\text{ном}} = 300 \text{ м}^2, \quad C_{\text{р}}^{\text{ном}} = 0,4, \quad h_3^{\text{ном}} = 2,5 \text{ км},$$

$$\Delta t_{\text{ГЗ}}^{\text{ном}} = 10 \text{ сек.} \quad (5.9)$$

Необходимо отметить, что для исследований бралась наиболее разреженная атмосфера и, кроме того, считалось, что изменение коэффициента лобового сопротивления купола парашюта от числа Маха соответствует зависимости, представленной на рис. 5.3.

При сделанных исходных допущениях задача оптимизации параметров ПРС решалась методом покоординатной оптимизации. Приведем некоторые качественные результаты ее решения.

Выбор площади купола парашюта. Важным фактором, от которого существенно зависит масса ПРС, является рациональный выбор площади F_{Π} купола парашюта. Этот параметр оказывает влияние на обе составляющие суммарной массы $m_{\text{прс}}$ (5.5). Увеличение площади купола парашюта, как это следует из соотношения (3.10), приводит, с одной стороны, к возрастанию массы парашютной системы, а с другой — к уменьшению установившейся скорости снижения КА и тем самым к уменьшению потребных запасов топлива на активное торможение с помощью ТДУ. Влияние параметра F_{Π} на обе основные составляющие суммарной массы $m_{\text{прс}}$ приводит к тому, что зависимость $m_{\text{прс}}$ от площади F_{Π} имеет явно выраженный минимум. Данные, представленные на рис. 5.6, подтверждают этот вывод. Видно, что для КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* = 4500 \text{ кг}$ оптимальное значение площади купола парашюта, обеспечивающее $\min m_{\text{прс}}$, составляет величину $F_{\Pi}^{\text{opt}} \approx 150 \div 200 \text{ м}^2$. Увеличение скоростного напора q_0^*

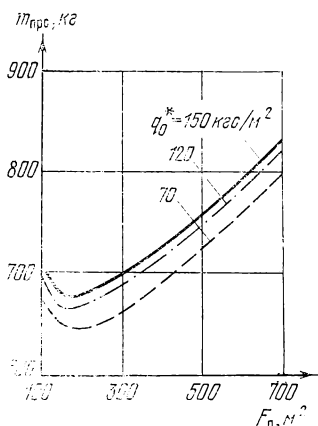


Рис. 5.6. Влияние площади парашюта на массу парашютно-реактивной системы посадки ($V_0^* = 715 \text{ м/сек}$, $\theta_0^* = -15^\circ$, $m_{\text{КА}}^* = 4500 \text{ кг}$).

Данные, представленные на рис. 5.6, подтверждают этот вывод. Видно, что для КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* = 4500 \text{ кг}$ оптимальное значение площади купола парашюта, обеспечивающее $\min m_{\text{прс}}$, составляет величину $F_{\Pi}^{\text{opt}} \approx 150 \div 200 \text{ м}^2$. Увеличение скоростного напора q_0^*

в момент ввода ПРС приводит к возрастанию оптимальной площади купола парашюта. Так, при изменении величины q_0^* с 70 до 150 кгс/м² величина F_{Π}^{opt} возрастает со 153 до 194 м² (см. рис. 5.6).

Существенное влияние на оптимальную величину площади купола парашюта оказывает начальная масса КА.

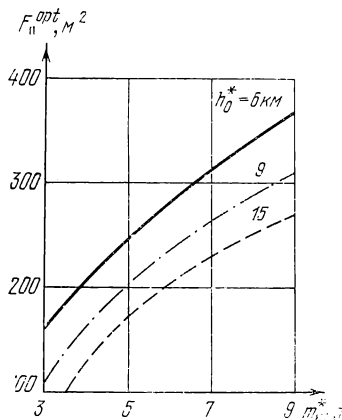


Рис. 5.7. Оптимальная величина площади купола парашюта ($V_0^* = 715 \text{ м/сек}$, $\theta_0^* = -15^\circ$).

На рис. 5.7 представлены зависимости величины F_{Π}^{opt} от начальной массы КА для различных значений начальной высоты h_0^* . Видно, что с увеличением начальной массы КА величина оптимальной площади купола парашюта возрастает. Например, при изменении массы КА от 4,5 до 9 т оптимальная площадь парашюта F_{Π}^{opt} увеличивается со 180 до 310 м² ($h_0^* = 9 \text{ км}$).

Выбор коэффициента рифления купола парашюта.

Анализ зависимостей (3.10) и (3.11) показывает, что уменьшение коэффициента рифления купола парашюта оказы-

вается выгодным с точки зрения уменьшения массы парашютной системы. Поскольку момент разрифовки парашюта определяется условием равенства максимальной нагрузки на купол для зарифованного и разрифованного парашютов ($R_{\text{max}1} = R_{\text{max}2}$), то может оказаться, что при недостаточном запасе по высоте полное раскрытие купола парашюта при малой величине C_D произойдет слишком поздно и КА не успеет затормозиться до установившейся скорости снижения к моменту сброса парашюта перед включением двигателя. В этом случае необходимая масса топлива для активного торможения возрастает и в целом масса всей ПРС может увеличиться при уменьшении коэффициента C_D , несмотря на уменьшение массы парашютной системы. Данные, представленные в табл. 5.2, позволяют оценить величины параметров траектории спуска в момент разрифления купола (V_2^* , h_2^*) и сброса парашюта

Продолжение табл. 5.2

m^* , кг	Начальные условия ввода парашюта				Параметры троско-рифления				Параметры троско-рифта к моменту сброса				Параметры траектории к моменту окончания задержки			
	V_0^* , м/сек	q_0^* , кг/м ²	θ_0^* , град	h_0^* , м	V_z^* , м/сек	θ_z^* , град	h_z^* , м	V_g^* , м/сек	θ_g^* , град	h_g^* , м	m_{II} , кг	Δt^* , сек	V_g^* , м/сек	θ_g^* , град	h_g^* , м	
4510	560	70	-35	9	212	-0,722	6,2	156	-1,05	2,5	185	40	179	-1,45	0,995	
4510	674	70	-35	12	207	-0,734	7	156	-1,125	2,5	178	40	180	-1,21	0,948	
4510	665	150	0	6	223	-0,109	5,85	134	-0,957	2,5	206	40	158	-0,086	1,249	
4510	810	150	0	9	248	-0,146	8,61	145	-1,114	2,5	186	40	170	-1,205	1,05	
4510	987	150	0	12	635	—	11,82	152	-1,105	2,5	281	40	176	-1,2	1	
4510	665	150	-20	6	209	-0,453	4,4	150	-0,779	2,5	208	40	169	-0,927	1,29	
4510	810	150	-20	9	235	-0,47	6,01	150	-0,932	2,5	194	40	172	-1,05	1,146	
4510	987	150	-20	12	489	-0,403	9,302	164	-0,902	2,5	281	40	184	-1,02	1,069	
4510	665	150	-35	6	201	-0,703	3,46	173	-0,809	2,5	209	40	190	-0,937	1,106	
4510	810	150	-35	9	226	-0,709	4,537	170	-0,898	2,5	200	40	189	-1,014	1,028	
4510	987	150	-35	12	454	-0,659	7,7	200	-0,883	2,5	282	40	214	-0,987	0,828	
4510	591	120	0	6	204	-0,123	5,846	133	-0,977	2,5	205	40	157	-1,102	1,2374	
4510	715	120	0	9	251	-0,13	8,714	145	-1,112	2,5	186	40	170	-1,208	1,046	
4510	826	120	0	12	241	-0,226	11,08	152	-1,192	2,5	173	40	177	-1,236	0,942	
4510	591	120	-20	6	195	-0,466	4,56	145	-0,829	2,5	205	40	166	-0,973	1,273	
4510	715	120	-20	9	227	-0,476	6,527	148	-0,99	2,5	189	40	172	-1,103	1,108	
4510	826	120	-20	12	224	-0,52	7,491	150	-1,07	2,5	182	40	174	-1,165	1,038	
4510	591	120	-35	6	190	-0,71	3,728	162	-0,857	2,5	205	40	181	-0,985	1,126	
4510	715	120	-35	9	225	-0,71	5,506	163	-0,967	2,5	193	40	184	-1,076	1,016	
4510	826	120	-35	12	210	-0,748	5,58	168	-1,02	2,5	189	40	181	-1,126	0,999	
4510	810	150	-20	9	235	-0,47	6,01	163	-0,768	3,8	194	40	186	-0,905	2,48	

(V_3^* , h_3^*). При этом бралось наименьшее из рассматриваемых значений коэффициента рифления, равное $C_p = 0,4$. Из приведенных данных следует, что высота, при достижении которой осуществляется разрифление купола парашюта, существенно зависит от начальной массы КА. С увеличением $m_{КА}^*$ высота h_3^* уменьшается. Например, при изменении $m_{КА}^*$ от 3,3 до 5,8 т высота h_3^* уменьшается от 5,3 до 2,56 км ($h_0^* = 9$ км). Как и следовало ожидать, увеличение площади купола парашюта приводит к увеличению потребной высоты его разрифления: при изменении величины F_{II} от 200 до 600 м² высота h_3^* увеличивается от 3,95 до 7,06 км.

На рис. 5.8 построены зависимости суммарной массы ПРС и ее составляющих (массы парашютной системы и массы ТДУ) от коэффициента рифления C_p для КА с начальной массой $m_{КА}^* = 4,5$ т и начальной высотой ввода ПРС $h_0^* = 10$ км. С уменьшением коэффициента рифления купола масса парашютной системы уменьшается. Для парашюта площадью $F_{II} = 180$ м² при изменении коэффициента C_p от 0,9 до 0,4 масса $m_{ПС}$ уменьшается от 175 до 83 кг. Указанный характер зависимости $m_{ПС}(C_p)$ остается неизменным для всего рассматриваемого диапазона изменения площади парашюта. Однако с уменьшением площади парашюта кривые $m_{ПС}(C_p)$ становятся более пологими, т. е. зависимость массы парашютной системы от коэффициента рифления купола становится менее заметной.

Изменение коэффициента рифления купола парашюта оказывает противоположное воздействие на массу реактивной системы ($m_{РС}$): с уменьшением коэффициента C_p масса реактивной системы увеличивается. В частности, при уменьшении коэффициента C_p от 0,9 до 0,4 масса $m_{РС}$ увеличивается от 565 до 600 кг ($h_0^* = 10$ км и $F_{II} = 180$ м²).

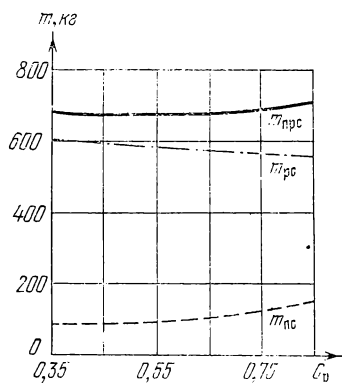


Рис. 5.8. Зависимость суммарной массы ПРС и ее составляющих от коэффициента рифления ($m_{КА}^* = 4,5$ т, $h_0^* = 10$ км, $V_0^* = 715$ м/сек, $\alpha_0^* = -15^\circ$, $F_{II} = 180$ м²).

Несмотря на различное влияние, которое оказывает изменение коэффициента C_p на массу парашютной системы и ТДУ, суммарная масса ПРС уменьшается при уменьшении коэффициента рифления C_p купола парашюта до определенных пределов. Объясняется это тем, что с уменьшением величины C_p масса парашютной системы уменьшается при одновременном увеличении скорости КА в момент отстрела парашюта и соответственно общей массы реактивной системы. Однако проигрыш в величине $m_{прз}$ значительно меньше, чем выигрыш, вызванный снижением массы парашютной системы, поэтому величина $m_{прз}$ при уменьшении коэффициента C_p от 1 до 0,4 уменьшается.

Следует отметить, что минимум $m_{прз}$ достигается при значении $C_p \approx 0,4$ и дальнейшее уменьшение коэффициента C_p приводит к возрастанию $m_{прз}$. Поэтому для рассматриваемого диапазона основных варьируемых параметров (5.2) величина коэффициента рифления купола может быть принята равной $C_p = 0,4$.

Выбор оптимальной высоты сброса парашютной системы.

В общем случае достаточно очевиден тот факт, что уменьшение высоты сброса парашютной системы (h_3^*) должно приводить к снижению массы ПРС. Это подтверждается данными, представленными в табл. 5.2. При уменьшении h_3^* скорость КА в момент сброса парашютной системы и, соответственно, в момент включения реактивной системы уменьшается. Поэтому масса системы реактивного

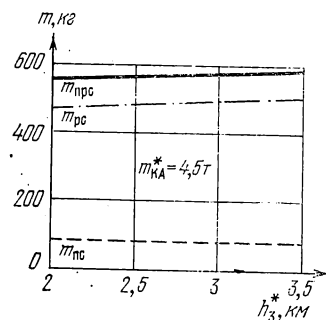


Рис. 5.9. Влияние высоты сброса парашюта на суммарную массу ПРС и ее составляющие ($m_{КА}^* = 4,5 \text{ т}$, $h_0^* = 9 \text{ км}$, $V_0^* = 715 \text{ м/сек}$, $\theta_0^* = -15^\circ$, $F_{II} = 180 \text{ м}^2$).

торможения КА снижается. Этот вывод иллюстрируется рис. 5.9, на котором показаны зависимости суммарной массы ПРС и ее составляющих от высоты сброса парашютной системы для КА с начальной массой $m_{КА}^* = 4500 \text{ кг}$ и площадью купола $F_{II} = 180 \text{ м}^2$. Изменение высоты сброса влияет только на одну составляющую ПРС — массу реактивной системы, а вторая составляющая — масса па-

рашютной системы от величины h_3^* практически не зависит. Поэтому и общая суммарная масса ПРС при изменении величины h_3^* ведет себя аналогично изменению массы реактивной системы, а именно: с уменьшением высоты сброса суммарная масса ПРС уменьшается. Итак, оптимальной высотой сброса, обеспечивающей минимум суммарной массы ПРС, в каждой конкретной задаче является такая наименьшая высота, при которой после гарантированной временной задержки торможение с использованием реактивной системы реализует заданное конечное условие $V_K^* = 0$ на высоте $h_K^* = 0$. Следует отметить, что для рассматриваемого диапазона основных варьируемых параметров (5.11) оптимальная высота отстрела парашюта составляет величину $h_3^* \approx 3 \div 4$ км.

Влияние времени гарантированной задержки на массу ПРС. Изменение времени гарантированной задержки приводит к смещению оптимального момента сброса парашюта. Поэтому величина $\Delta t_{гз}$ оказывает на массу ПРС и ее составляющие влияние, обратное действию высоты сброса парашюта. С увеличением времени гарантированной задержки происходит возрастание суммарной массы ПРС. Из практических соображений (основным, из которых является условие обеспечения стабилизации КА после сброса) время гарантированной задержки выбирается не больше $10 \div 15$ сек.

Итак, представленные данные позволяют в каждом конкретном случае осуществить рациональный выбор таких параметров ПРС, как площадь парашюта, коэффициент рифления купола парашюта, высоту отстрела парашюта и время гарантированной задержки. Для КА с начальной массой $m_{КА}^* \approx 4 \div 6$ т эти параметры составляют: $F_{п} \approx 150 \div 250$ м², $C_p \approx 0,4$, $h_3^* \approx 3 \div 4$ км и $\Delta t_{гз} \approx 10 \div 15$ сек при тяговооруженности $\bar{P} \approx 1,5$.

§ 5.3. ТРЕБОВАНИЯ К УЧАСТКУ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Проведем анализ участка мягкой посадки с целью выявления требований к траектории аэродинамического торможения. Для этого необходимо оценить влияние начальных условий на массу ПРС для принятой схемы спуска КА на участке мягкой посадки. Будем считать, что

основные проектные характеристики ПРС выбраны наиболее рациональным образом в соответствии с данными, представленными в предыдущем разделе.

Влияние начальной скорости на массу ПРС. Влияние величины V_0^* на суммарную массу ПРС и ее составляющие

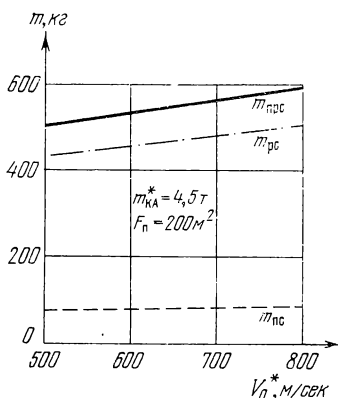


Рис. 5.10. Зависимость суммарной массы ПРС и ее составляющих от начальной скорости V_0^* .

илюстрируется зависимостями, приведенными на рис. 5.10. Увеличение начальной скорости ввода ПРС приводит к незначительному увеличению $m_{\text{пс}}$: при изменении скорости ввода парашюта от 500 до 800 м/сек масса парашютной системы увеличивается всего лишь на 3%. Этот факт объясняется тем противоречивым влиянием, которое оказывает изменение величины V_0^* на массу парашютной системы. Как следует из формул (3.10) и (3.11), величина $m_{\text{пс}}$ прямо пропорциональна квадрату начальной скорости V_0^* и, казалось бы, изменение величины V_0^* должно приводить к заметному изменению $m_{\text{пс}}$. Однако этого не происходит, поскольку масса $m_{\text{пс}}$ зависит от коэффициента лобового сопротивления парашюта. Этот параметр в свою очередь зависит от скорости V_0^* (см. рис. 5.3), причем влияние скорости V_0^* на коэффициент $C_{\text{п}}$ таково, что приводит к компенсации возможного изменения массы $m_{\text{пс}}$ за счет изменения V_0^* . В результате величина $m_{\text{пс}}$ практически не изменяется при варьировании V_0^* .

Более существенно влияет скорость V_0^* на вторую составляющую суммарной массы ПРС — на $m_{\text{рс}}$. При изменении V_0^* от 500 до 800 м/сек масса ТДУ возрастает на 15%. Это предопределяет и общий характер зависимости $m_{\text{прс}}(V_0^*)$: с увеличением V_0^* происходит возрастание массы $m_{\text{прс}}$. Вывод оказывается справедливым для широкого класса КА с различными значениями начальной массы и для парашютов различной формы.

Влияние начальной высоты на массу ПРС. Рассмотрение данных, представленных в табл. 5.2 и на рис. 5.11, показывает, что увеличение начальной высоты h_0^* приводит к заметному уменьшению массы ПРС. Объясняется это тем, что при возрастании h_0^* из-за разреженности атмосферы Марса уменьшается скоростной напор и соответственно уменьшается масса парашютной системы (см. (3.10)). С другой стороны, изменение начальной высоты h_0^* практически не влияет на параметры траектории спуска, которые имеют место к моменту включения ТДУ (см. табл. 5.2). Поэтому масса ТДУ не зависит от изменения высоты h_0^* .

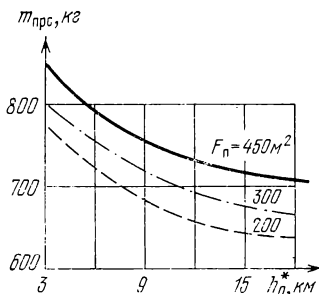


Рис. 5.11. Суммарная масса ПРС для разных начальных высот торможения.

На рис. 5.12 в качестве примера приведены зависимости суммарной массы ПРС от скоростного напора q_0^* для

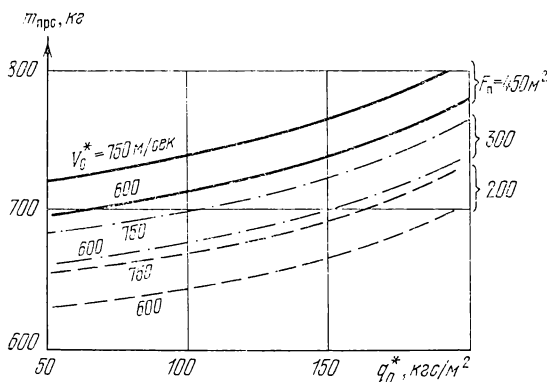


Рис. 5.12. Зависимость суммарной массы ПРС от величины скоростного напора в момент ввода ПРС.

различных скоростей ввода парашютной системы и величин площади купола парашюта. Увеличение скоростного напора приводит к возрастанию суммарной массы ПРС. Такой результат следовало ожидать, ибо большим значе-

ниям q_0^* при фиксированной скорости ввода V_0^* соответствуют меньшие величины h_0^* .

Проведенные оценки влияния начального угла наклона траектории θ_0 на массу ПРС показали, что величина $m_{\text{прс}}$ практически не зависит от значения угла θ_0^* .

Влияние начальной массы КА на суммарную массу ПРС. Представленные выше результаты расчета участка мягкой посадки при использовании ПРС соответствуют в основном КА с начальной массой $m_{\text{КА}}^* = 4,5 \text{ т}$. Однако выявленные закономерности остаются в силе и для КА

с другими величинами начальной массы. На основе полученных выше результатов была проведена оценка влияния начальной массы КА на массу ПРС. Некоторые данные представлены на рис. 5.13, где показана зависимость суммарной массы ПРС от начальной массы КА. Как и следовало ожидать, увеличение начальной массы КА приводит к возрастанию суммарной массы ПРС. Например, при увеличении $m_{\text{КА}}^*$ от 3500 до 6000 кг масса ПРС возросла с 460 до 770 кг.

Итак, масса ПРС в основном зависит от начальной высоты ввода h_0^* (соответственно от q_0^* при фиксированном

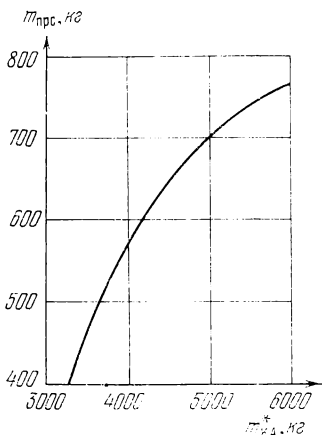


Рис. 5.13. Связь суммарной массы ПРС с начальной массой КА ($V_0^* = 715 \text{ м/сек}$, $h_0^* = 9 \text{ км}$, $\theta_0^* = -20^\circ$, $F_{\text{II}} = F_{\text{II}}^{\text{орб}}$).

V_0^*) и практически не зависит от двух остальных параметров (V_0^* и θ_0^*). В этом случае можно сформулировать вполне определенные требования к конечным параметрам участка аэродинамического торможения.

а) Если задана высота раскрытия парашютной системы ($h_{\text{к}} = h_0^*$), то программа управления на траектории аэродинамического торможения должна обеспечивать минимум скорости ($\min V_{\text{к}} = V_0^*$) к моменту достижения $h_0^* = h_{\text{к}}$.

б) В общем случае минимум массы ПРС при прочих равных условиях достигается в том случае, когда высота

включения системы максимальна, т. е.

$$\max h_K = h_0^*. \quad (5.10)$$

Следует отметить, что последний случай является более характерным для ПРС. Таким образом, на основании проведенных исследований сформулирован простой и наглядный критерий оптимальности для решения задачи оптимизации траектории на участке аэродинамического торможения в случае использования парашютно-реактивной системы мягкой посадки.

Выбранные критерии (4.32) и (5.10) позволяют приступить к исследованию первого, основного участка траектории спуска КА. Но прежде чем этим заняться, проведем краткое проектно-баллистическое сравнение двух типов СМП, а затем (в следующем параграфе) дадим описание систем мягкой посадки, которые использовались на КА «Марс-3, 6» и «Викинг-1, 2».

Как следует из проведенного анализа, при одинаковых исходных предпосылках масса ПРС в $1,5 \div 2$ раза меньше массы реактивной СМП. Например, для КА с $m_{КА}^* = 5 \text{ т}$ величина $m_{\text{прс}} \approx 1500 \text{ кг}$, а $m_{\text{прс}} \approx 700 \text{ кг}$, т. е. по отношению к начальной массе КА масса СМП составляет для реактивной системы приблизительно 30% от $m_{КА}^*$, а для ПРС — 14% от $m_{КА}^*$. Следовательно, применение парашютно-реактивной СМП является более выгодным с точки зрения экономии массы.

С другой стороны, уже отмечалась целесообразность быстреего перехода к вертикальному участку спуска и желательность минимального изменения высоты полета за время активного торможения, что существенно повышает надежность посадки КА. Комбинированная реактивная СМП, использующая РДТТ и ЖРД, позволяет значительно улучшить баллистические характеристики траектории по сравнению с использованием только ЖРД. Еще больший эффект достигается при использовании парашютно-реактивной СМП. Например, если для комбинированной реактивной СМП угол наклона траектории к местному горизонту в момент включения ЖРД составляет величину порядка $-78 \div -81^\circ$, то для ПРС этот угол уменьшается до $-88 \div -89^\circ$.

Таким образом, применение ПРС имеет преимущество перед реактивной СМП не только по характеристикам

экономии массы, но и в целом повышает с баллистической точки зрения надежность реализации мягкой посадки. Следует, однако, отметить, что выигрыш в массе ПРС во многих случаях не столь однозначен, а выбор того или иного типа СМП для организации мягкой посадки КА на Марс — задача далеко не очевидная. Дело в том, что дополнительные затраты массы могут потребоваться при решении проблем управления движением КА на парашюте. Кроме того, при посадке очень тяжелых КА площадь парашюта может достигать больших величин (см. рис. 5.7) и в результате всестороннего рассмотрения предпочтение может быть отдано реактивной СМП.

§ 5.4. СИСТЕМА МЯГКОЙ ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «МАРС-3»

Советская автоматическая межпланетная станция «Марс-6», запущенная в августе 1973 г., достигла окрестности Марса в марте 1974 г. При подходе к Марсу на расстоянии 46 000 км от планеты произошло отделение спускаемого аппарата, который при помощи двигателя был переведен на траекторию сближения с Марсом. При этом орбитальный аппарат продолжал полет по пролетной траектории с минимальным расстоянием от поверхности планеты около 1600 км [87]. Спускаемый аппарат вошел в атмосферу Марса со скоростью 5600 м/сек. После аэродинамического торможения по достижении скорости менее 600 м/сек была введена в действие парашютная система. Спускаемый аппарат достиг поверхности Марса в районе с координатами 23,9° ю. ш. и 19,5° з. д. Весь участок спуска проходил в соответствии с программой и продолжался 5,2 мин. На участке движения до входа в атмосферу и при движении в атмосфере планеты Марс радиотелеметрическими системами передавалась информация, которая транслировалась непосредственно на Землю.

С момента ввода парашютной системы до конца полета работал радиокомплекс спускаемого аппарата. Передача сигнала прекратилась примерно через 150 сек с момента включения радиокомплекса (вблизи поверхности). Во время спуска были получены данные о перегрузках на участке аэродинамического торможения, давления, температуре атмосферы и высоте над поверхностью при движении на

парашюте; были проведены также доплеровские измерения скорости спускаемого аппарата относительно орбитального аппарата на участке движения после отделения и до конца полета [1].

Описание спускаемого аппарата. Спускаемый аппарат (рис. 5.14) оборудован системами и устройствами, обеспечивающими отделение аппарата от орбитального отсека,

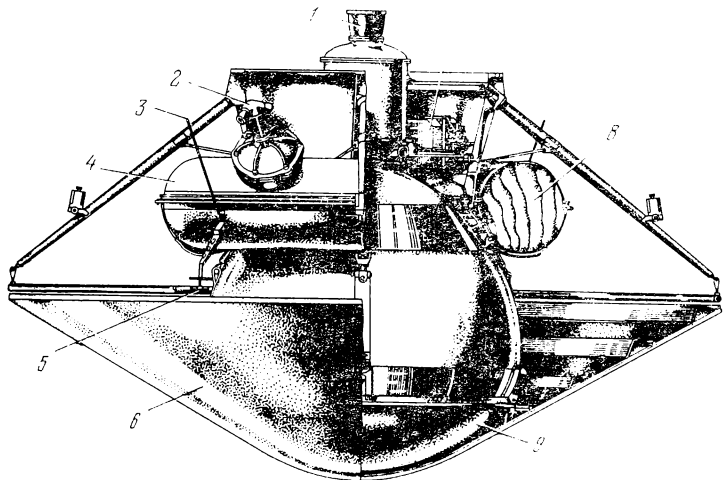


Рис. 5.14. Спускаемый аппарат «Марс-6»: 1 — двигатель увода спускаемого аппарата; 2 — двигатель ввода вытяжного парашюта; 3 — антенны связи с орбитальной станцией; 4 — парашютный контейнер; 5 — антенна радиовысотомера; 6 — аэродинамический тормозной конус; 7 — приборы и аппаратура системы автоматического управления; 8 — основной парашют; 9 — автоматическая марсианская станция.

а также мягкую посадку на поверхность Марса. Конструктивно аппарат объединяет автоматическую марсианскую станцию (9), приборно-парашютный контейнер (4) и аэродинамический тормозной конус (6). В верхней части аппарата расположена соединительная рама, стыкующая спускаемый аппарат с орбитальным отсеком. На раме размещены двигательная установка для увода спускаемого аппарата (1) и агрегаты ряда систем.

Приборно-парашютный контейнер установлен непосредственно на верхнюю часть марсианской станции. В нем размещены вытяжной и основной парашюты, дви-

гатель ввода вытяжного парашюта и тормозная двигательная установка мягкой посадки, антенны радиовысотомера, антенны связи с орбитальным аппаратом и часть научной аппаратуры. Посадочный аппарат представляет собой герметичный приборный отсек, в котором находятся блоки бортовых систем аппарата (радиотелеметрического комплекса, систем управления, системы терморегулирования, энергопитания) и блоки научных приборов. Снаружи установлены научные приборы с механизмами их выноса, антенны радиокомплекса, система приведения станции в рабочее положение после посадки.

К нижней части станции крепится аэродинамический тормозной конус, служащий для гашения скорости при входе в атмосферу и защиты аппарата от аэродинамических и тепловых нагрузок при торможении. На кольцевом шпангоуте основания конуса установлены двигатели закрутки аппарата для его стабилизации до входа в атмосферу и двигатели останова закрутки при входе в атмосферу.

Необходимая последовательность работы систем спускаемого аппарата обеспечивается программно-временным устройством. Конструкции аэродинамического конуса, парашютов и двигателя мягкой посадки выбраны из условия минимальной массы и их надежной работы в широком диапазоне возможных условий спуска и характеристик марсианской атмосферы.

Бортовой радиотехнический комплекс аппарата совместно с соответствующей аппаратурой на орбитальном аппарате станции «Марс-6» позволяет осуществлять прием и ретрансляцию на Землю научной и телеметрической информации при парашютном спуске, а также информации о работе бортовых систем и движении спускаемого аппарата на всем участке полета от момента разделения до посадки.

Схема функционирования системы мягкой посадки аппарата приведена на рис. 5.15. При входе в атмосферу и на протяжении всего участка аэродинамического торможения аппарат совершает баллистический спуск, осуществляя торможение при помощи лобового экрана (конуса). При достижении продольной перегрузки $n_x \approx 2 \pm 0,5$ прекращается закрутка аппарата (при помощи двигателей). Одновременно подается питание на радиовысотомеры, запоминающее устройство измерителя перегрузок,

дублируется включение радиотелеметрической системы контроля движения, включается датчик, вырабатывающий в дальнейшем сигнал на ввод парашютной системы. После прохождения пикового значения перегрузки при срабатывании датчика вводится в действие каскадная парашютная система (вытяжной, а затем основной, вначале зарифованный парашюты). В это время включаются

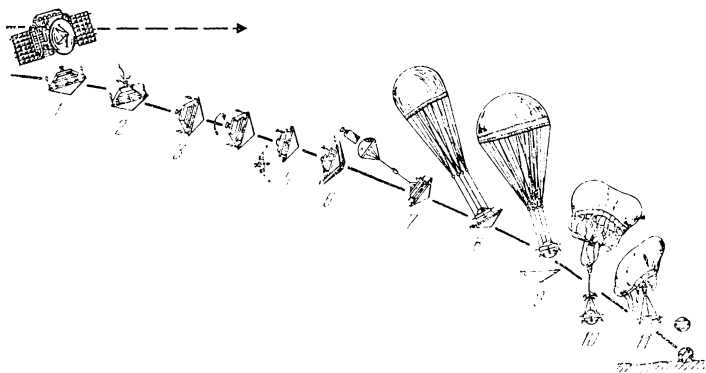


Рис. 5.15. Схема спуска КА «Марс-6»: 1 — отделение спускаемого аппарата (СА); 2 — включение РДТТ; 3 — программный разворот СА; 4 — закрутка СА; 5 — отделение фермы; 6 — прекращение закрутки, подача питания на радиовысотомер; 7 — начало ввода парашютной системы; 8 — введение основного парашюта; 9 — разрифовка парашюта, отделение аэродинамического конуса, включение радиовысотомера; 10 — расчехловка крепления ТДУ, перецепка парашютной системы; 11 — включение ТДУ.

научные приборы и программно-временное устройство системы управления посадкой.

Расчетная высота введения парашютной системы в зависимости от угла входа в атмосферу лежит в диапазоне $h_0^* \approx 5 \div 10$ км (для наиболее разреженной модели атмосферы). Угол наклона траектории в этот момент составляет $\theta_0^* \approx -20 \div -18^\circ$. Дальнейшее функционирование систем на участке парашютирования осуществляется по командам программно-временного механизма вплоть до включения двигателя мягкой посадки. После введения парашютной системы происходит гравитационный разворот траектории. Скорость снижения на парашюте к моменту включения двигателя мягкой посадки с учетом разбросов всех исходных характеристик лежит в диапа-

зоне $V_{nc} = 55 \div 70$ м/сек. Включение двигателя мягкой посадки происходит по команде радиодатчика малых высот непосредственно у поверхности. Расцепка двигателя с автоматической марсианской станцией АМС происходит при достижении нормальной скорости снижения $V_{расц} = -6,5 \pm 1,7$ м/сек. Увод отделяемых частей осуществляется двигателем мягкой посадки.

Автоматическая марсианская станция после расцепки совершает свободное падение с высоты $h_{расц} = 1,5 \div 7$ м на поверхность планеты. Скорость соударения аппарата с поверхностью (по нормали к поверхности) не превышает 12 м/сек. Эта скорость при посадке гасится амортизационными устройствами. Данные доплеровских измерений показывают, что общее время спуска КА «Марс-6» составило 312 сек. Расчетное время спуска с учетом возможных разбросов угла входа ($\Delta\theta_0 \approx \pm 1,5^\circ$) для исходной минимальной модели атмосферы составляет $\sim 270 \div 350$ сек [87]. Телеметрическая информация, полученная с участка спуска на парашюте, шла в течение 149,2 сек. Общее время спуска на парашюте, начиная с момента подачи сигнала на ввод парашютной системы, равно 151,6 сек. Сравнение экспериментального времени спуска на парашюте с расчетным показывает, что посадка аппарата произошла на поверхность ниже расчетного нулевого уровня на $\Delta h \approx 750 \div 2000$ м. Указанные значения, полученные по измерениям доплеровской системы и телеметрической информации с парашютного участка, подтверждаются показаниями радиовысотомера больших высот.

Комплексный анализ всей информации, полученной со спускаемого аппарата, позволил сделать важные выводы о характере траектории спуска и параметрах атмосферы Марса.

§ 5.5. СИСТЕМА МЯГКОЙ ПОСАДКИ КА «ВИКИНГ»

Краткие сведения о КА «Викинг». В августе 1975 г. в сторону Марса были запущены два американских КА «Викинг», схема полета которых характеризуется следующей последовательностью операций. Последняя ступень ракеты-носителя «Титан-3Е» выводит КА «Викинг» на промежуточную геоцентрическую орбиту высотой 185 км,

После 30 мин полета по этой орбите производится повторное включение двигательной установки, которая выводит КА на траекторию перелета к Марсу. После этого КА отделяется от ракетной ступени. На траектории перелета к Марсу предусматривается возможность проведения нескольких коррекций, обеспечиваемых за счет включения корректирующей двигательной установки на орбитальном отсеке [93]. Эта установка переводит «Викинг» на ареоцентрическую орбиту с расчетной высотой в перигентре 1500 км и расчетной высотой в апоцентре 33 000 км. Период обращения КА по такой орбите составляет 24 ч 37 мин и близок к периоду вращения Марса вокруг его оси.

Согласно программе полета в течение 20 ÷ 50 суток нахождения КА «Викинг» на ареоцентрической орбите проводится детальная разведка поверхности Марса с целью выбора пригодного участка для посадки. Далее осуществляется отделение спускаемого аппарата от орбитального и его торможение для перевода на траекторию аэродинамического торможения и посадки. После прохождения участка основного аэродинамического торможения на высоте около 6 км раскрывается парашют и сбрасывается лобовой экран. На высоте около 1,6 км отделяется парашют и включаются три многокамерных ЖРД для торможения на конечном участке, которые работают 5 ÷ 10 мин и обеспечивают мягкую посадку КА.

Этапы полета спускаемого аппарата «Викинг» приведены на рис. 5.16. Моменты начала и конца работы парашютной системы торможения определяются по данным радиовысотомера, с помощью которого измеряется расстояние до поверхности планеты.

Спускаемый аппарат автоматической станции «Викинг» имеет жесткий корпус, внутри которого располагается посадочный аппарат. Корпус КА состоит из двух частей: нижнего конического обтекателя с большим углом конусности и верхней крышки двойной конусности. Диаметр спускаемого аппарата составляет 3,52 м, высота 1,7 м, масса в момент входа в атмосферу 850 кг. После раскрытия парашюта масса аппарата за счет сгорания пороха и уноса абляционного покрытия теплозащитного экрана уменьшается до 845 кг, а после сброса обтекателя — до 695 кг. Масса посадочного аппарата 606 кг. Его центр масс располагается на расстоянии 35 мм от продольной

оси лобового экрана, что обуславливает появление подъемной силы при входе в атмосферу.

На посадочном аппарате КА «Викинг» (рис. 5.17) установлены научные приборы общей массой приблизительно 90 кг [93]. При помощи этих приборов были проведены исследования состава и физических характеристик атмосферы как на участке аэродинамического торможения, так и после посадки на поверхность планеты. Кроме

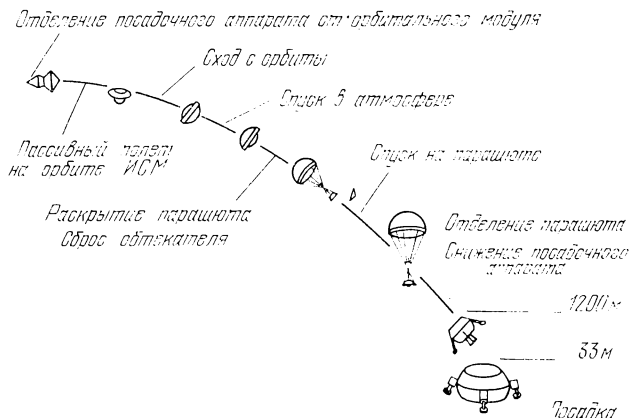


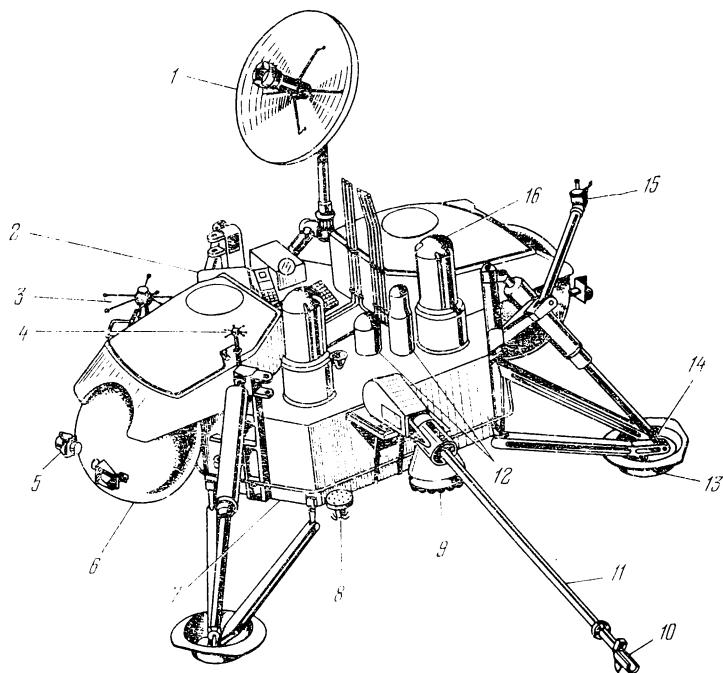
Рис. 5.16. Этапы полета спускаемого аппарата «Викинг».

того, после посадки проводились фототелевизионная съемка, молекулярный анализ грунта и биологические исследования с целью поиска каких-либо форм жизни, метеорологические исследования, изучение физических свойств грунта, определение химического состава грунта и атмосферы, а также сейсмическое зондирование и измерение магнитного поля у поверхности.

Парашютно-реактивная СМП. В результате проведенных комплексных исследований, направленных на поиск оптимального варианта марсианской СМП, были выявлены следующие требования, которым должна удовлетворять СМП «Викинг»:

- диапазон начальных скоростей составляет от 168 м/сек (число Маха $M = 0,76$) до 430 м/сек ($M = 2,2$);
- диапазон величин скоростного напора от 24,4 до 49,3 кгс/м²;

— высота над поверхностью планеты 5280 м, высота над средним уровнем поверхности от 2230 до 8420 м (при допуске на высоту рельефа от среднего уровня поверхности 3050 м);



Фиг. 5.17. Посадочный аппарат «Викинг»: 1 — остроуправляемая антенна; 2 — сейсмометр; 3 — антенна; 4 — приемная антенна; 5 — ЖКД на корпусе посадочного блока (всего 6); 6 — топливный бак; 7 — радиолокатор, обеспечивающий посадку; 8 — антенна радиовысотомера; 9 — один из трех 18-сopловых верньерных двигателей; 10 — грунтозаборник; 11 — штанга грунтозаборника; 12 — приемное устройство; 13 — опора посадочного шасси; 14 — температурный датчик; 15 — метеорологические приборы; 16 — фототелевизионная установка.

— скорость снижения в момент отделения посадочного аппарата от 30,5 до 87,2 м/сек;

— высота в момент отделения посадочного аппарата 1450 м;

— угол наклона траектории полета в момент отделения посадочного аппарата от -70 до -90° ;

— парашют должен полностью раскрываться при числе Маха $M = 2$ и скоростном напоре примерно 43 кгс/м^2 , причем максимальная величина нагрузки в процессе раскрытия не должна превышать 6800 кг ;

— парашют должен наполняться при скоростном напоре $q_{0 \min}^* = 19,6 \text{ кгс/м}^2$;

— размеры парашюта должны быть достаточными, чтобы обеспечить отход обтекателя на 15 м через 3 сек после его сброса;

— максимальный угол между осями парашюта и посадочного аппарата не должен превышать $\pm 25^\circ$, а угловая скорость должна быть не более 30 град/сек ;

— полное время работы парашютной системы от 15 до 90 сек ;

— максимальная масса парашютной системы с пиротехническим устройством ввода 45 кг ;

— максимальные размеры в уложенном состоянии: диаметр 382 мм , длина 664 мм ;

— плотность укладки от 570 до 650 кг/м^3 ;

— максимальная сила отдачи при срабатывании пиротехнического устройства ввода 3520 кг .

Кроме того, система должна удовлетворительно работать после стерилизации в течение 114 часов при температуре 127°C после пребывания в условиях, близких к вакууму, во время межпланетного полета продолжительностью от 365 до 415 сут , после воздействия ударов и вибраций во время запуска и входа аппарата в атмосферу и возможного воздействия экстремальных температур при вводе в действие парашюта в атмосфере Марса.

Выбор типа парашютной системы осуществлялся в несколько этапов. Вначале, исходя из условий баллистического входа аппарата в атмосферу и допуска по высоте рельефа от среднего уровня поверхности Марса $\pm 610 \text{ м}$, предполагалась двухступенчатая парашютная система, состоящая из тормозного конуса, вводимого при числе Маха $M = 4$, и парашюта с кольцевой щелью, раскрывающегося при $M = 2$. Дальнейшие исследования показали, что торможение и извлечение основного парашюта может осуществляться посредством тормозного парашюта, раскрывающегося при максимальном числе Маха $M = 2,7$. Однако, поскольку тормозной парашют имел небольшую продолжительность времени работы (менее 1 сек), было

решено использовать его только в качестве вытяжного. В дальнейшем, в связи с уточнением модели Марса и его атмосферы, допуск по высоте рельефа от среднего уровня поверхности планеты был расширен до ± 3050 м. В связи с этим в конструкцию были внесены изменения для обеспечения входа в атмосферу с использованием аэродинамической подъемной силы. Поскольку в этом случае нагрузки, действующие на парашют, быстро уменьшаются, предусматривавшийся ранее этап рифления купола парашюта при $M \leq 2,5$ был исключен и основной парашют должен был раскрываться с помощью вытяжного при $M \leq 2,1$. В окончательном варианте выстреливание парашюта было решено осуществлять с помощью пиротехнического устройства («пушки») при $M \leq 2,1$. Купол парашюта с кольцевой щелью (см. рис. 5.2) имеет расчетный номинальный диаметр $D_{\text{п}} \approx 17,7$ м. В наполненном состоянии он отстоит от плоскости отделения обтекателя на расстоянии, равном 8,5 диаметрам посадочного аппарата. В этом случае давление спутной струи не оказывает сильного отрицательного влияния на характеристики парашюта, особенно при сверхзвуковом снижении. Наличие так называемого вертлюга исключает возможность перекручивания строп во время или после наполнения купола парашюта.

Ствол «пушки» одновременно служит контейнером для размещения парашюта, уложенного в чехол. Камера высокого давления казенника и ствол разделены перегородкой с отверстиями, что позволяет уменьшить максимальную силу отдачи при выстреливании парашюта. Основные размеры «пушки»: общая длина 665 мм, общий диаметр 384 мм, длина казенника 77 мм, диаметр канала ствола 378 мм, длина ствола 510 мм.

При проектировании ПРС для КА «Викинг» предполагалось, что срабатывание «пушки» осуществляется на высоте 5280 м. Выход пакета парашюта происходит в течение 1,65 сек. Через 2 сек осуществляется полное раскрытие купола, а через 7 сек — сброс обтекателя спускаемого аппарата. На высоте 1450 м происходит включение ТДУ, а после этого через 2 сек осуществляется отделение парашютов.

С целью проверки возможностей выбранной парашютной системы торможения была проведена серия испытаний

в аэродинамической трубе на гибких и жестких масштабных моделях, испытания на сброс натурной системы и высотные испытания натурального макета аппарата с помощью ракет в условиях, приближенных к реальным условиям работы парашютной системы.

Реактивное торможение. После сброса парашюта окончательное торможение КА осуществляется с помощью реактивной двигательной установки. Подробный обзор, освещающий эволюцию проектно-баллистических и конструктивных решений в процессе разработки реактивной системы торможения КА «Викинг», представлен в работе [110]. Приведем схему работы системы реактивного торможения КА «Викинг» и рассмотрим один из возможных вариантов управления КА при работающей двигательной установке.

Основной задачей управления КА на траектории реактивного торможения является обеспечение близкой к нулю скорости (порядка $2 \div 5$ м/сек) на почти нулевой высоте ($2 \div 5$ м) при минимальных затратах топлива, т. е. решается типичная задача терминального управления. Продолжительность процесса посадки является свободным параметром. Следует отметить, что при организации первых спусков КА на поверхность Марса никаких ограничений на величину дальности не накладывается. Таким образом, рассматривается только управление величиной скорости посадочного аппарата. В большинстве случаев при этом предполагается, что управление ориентацией КА осуществляется отдельно от контура управления скоростью спуска.

Для достижения требуемого качества управления на борту КА производятся измерения дальности и доплеровской скорости. Кроме того, имеются показания акселерометров, измеряющих продольное кажущееся ускорение аппарата, обусловленное негравитационными силами (сопротивление атмосферы и тяга двигателя).

Динамические уравнения, описывающие спуск КА, являются нелинейными и исследуются без линеаризации. Метод терминального наведения и управления базируется на разделении задач последовательной оценки состояния и управления. Результаты, полученные для двух отдельно рассмотренных задач, затем объединяются в общей схеме, основой которой является двойной алгоритм интегриро-

вания. Один алгоритм функционирует как последовательный фильтр, вырабатывающий скорректированные оценки параметров атмосферы и переменных состояния, в то время как другой алгоритм работает в итеративно-логическом режиме и выдает сигналы для управления положением регулятора тяги двигателя. В предположении, что параметры атмосферы известны и возмущения отсутствуют, сформулированная задача терминального управления может первоначально рассматриваться в детерминированной постановке. В этом случае закон управления двигательной установкой представляет собой релейное переключение тяги с нулевого уровня на максимальный (программа гравитационного разворота).

Объединенная схема оценки параметров КА и управления. Задачей объединенной схемы оценки параметров и управления КА является компенсация погрешностей знания параметров атмосферы и начальных значений переменных состояния, конечные значения которых должны быть достигнуты за счет управления. Управление должно осуществляться с высокой эффективностью использования топлива. Преждевременное включение тормозного двигателя приведет к перерасходу топлива, а чрезмерное затягивание момента включения может явиться причиной «жесткой» посадки. Рассматриваемая объединенная схема оценки параметров и управления предполагает использование бортового вычислителя сравнительно с невысокими характеристиками, который обрабатывает результаты измерений высоты, скорости и ускорения. Один из путей реализации управления двигательной установкой возможен с помощью двойного алгоритма интегрирования на основе результатов частного решения задач. Первый алгоритм интегрирования (АИ-I) осуществляет последовательную оценку переменных состояния и параметров атмосферы, а второй алгоритм интегрирования (АИ-II) вычисляет значение управления $u(t) \equiv P(t)$. Управлением является величина тяги, которая за счет изменения секундного расхода топлива принимает три значения — максимальное, среднее и минимальное:

$$P_{\max}, \quad P_{\text{ср}}, \quad P_{\min}.$$

Алгоритм интегрирования АИ-II определяет уровень тяги и время включения двигателя. Переключение с одного

уровня тяги на другой производится с программной задержкой Δt . Для КА «Викинг» было принято $\Delta t = 5$ сек, т. е. вычисленная коррекция тяги будет реализована не ранее чем после 5 сек действия текущего уровня тяги. Очевидно, что это не предполагает переключения с одного уровня тяги на другой каждые 5 сек. Ожидалось, что за время посадки будет иметь место наибольшее число переключений (обычно 2-3), если априорные значения переменных состояния будут достаточно хорошими, а значительных внешних возмущений за счет атмосферы (ветер) и изменения параметров тормозного двигателя в период посадки не будет. Однако в «наихудшем» случае в течение 50 сек активной посадки возможно до десяти переключений на один из трех постоянных уровней тяги. Алгоритм интегрирования АИ-I начинает функционировать до номинального момента начала торможения для того, чтобы имелось достаточно времени для выработки установившихся значений оценок переменных состояния и параметров атмосферы. Величина упреждения составляет 15—20 сек. Используя вычисленные в АИ-I оценки, АИ-II начинает вычислять необходимое время включения двигателя t_i при условии движения со средней тягой $P_{\text{ср}}$. Такой начальный режим торможения выбран в связи с возможными ошибками предварительной оценки параметров и наличием возмущения на этапе торможения.

После начала торможения АИ-I продолжает определять последовательные оценки переменных состояния и параметров атмосферы с учетом действующей силы тяги. После начала работы двигателя характеристика фильтра улучшается, так как фильтр использует более точные динамические входные сигналы, обусловленные действием тяги. Навигационные вычисления, реализуемые АИ-II, заключаются в интегрировании уравнений движения с использованием метода численного интегрирования Рунге — Кутты третьего порядка. Логическая схема АИ-II следующая: для заданного (или предварительно вычисленного) уровня тяги P_0 с использованием информации от АИ-I, обновляемой каждые две секунды, на борту КА интегрируются уравнения движения с целью вычисления конечного промаха по высоте и выбора такой коррекции тяги ΔP , которая обеспечивает значительное уменьшение этой ошибки. (Определение величины кор-

рекции основано на простых кинематических соотношениях.) Возможны два значения коррекции тяги: $\Delta P = P_{\text{ср}} - P_{\text{max}} < 0$, $\Delta P = P_{\text{ср}} - P_{\text{min}} > 0$. После того как сделано первое переключение с режима $P_{\text{ср}}$, в последующих циклах работы АИ-11 возможно только одно значение коррекции ΔP текущего уровня тяги P . Естественно, что время включения коррекции является дополнительной степенью свободы решающей логики АИ-11.

В заключение алгоритм АИ-11 вырабатывает команду на выключение двигателя при достижении заданного терминального состояния. В течение, например, 50-секундного интервала работы тормозного двигателя алгоритм АИ-11 может 25 раз вычислить команды на переключение уровня тяги, так как оценка параметров производится в алгоритме АИ-1 с периодом 2 сек.

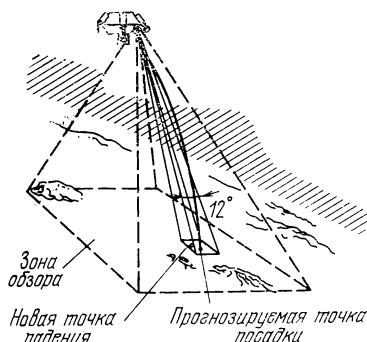
Система выбора места посадки. Для непилотируемых космических полетов к дальним планетам, помимо системы управления мягкой посадкой, также желательно иметь автономную систему, которая в реальном масштабе времени осуществляла бы наблюдение поверхности планеты, чтобы обеспечить возможность посадки на представляющие интерес в геологическом отношении и сложные по рельефу места поверхности этих планет [109].

Работа системы выбора места посадки на поверхность планеты начинается после сбрасывания парашюта на конечном участке спуска. Рабочий диапазон изменения высоты для этой системы составляет от 1200 до 33 м, длительность ее работы $30 \div 40$ сек.

Одним из наиболее интересных мест посадки КА являются районы разломов (трещин), связанные с вулканической активностью, а также каналы, которые напоминают русла водных потоков. Поэтому основной задачей является создание работающей в реальном масштабе времени автономной системы, которая могла бы осуществлять обзор поверхности планеты, анализировать получаемую информацию и вырабатывать критерий для маневрирования посадочного аппарата для приближения к подходящему месту посадки. Система должна быть совместима с посадочным аппаратом КА «Викинг» в смысле поставленной задачи, динамики посадочного аппарата, взаимосвязей с другими системами и условий окружающей среды. Она также должна обнаруживать препятствия

на местности размером $0,22$ м и избегать их в процессе последней стадии снижения.

Работа системы иллюстрируется на рис. 5.18. Система включается вскоре после сбрасывания парашюта (примерно на высоте 1200 м). Координаты прогнозируемой точки попадания, выработанные в вычислительном устройстве,



ис. 5.18. Схема работы системы выбора места посадки КА «Викинг».

вводятся в систему с целью должной ориентации (электронным способом) луча сечением $12 \times 12^\circ$ относительно прогнозируемой точки посадки в пределах зоны обзора $60 \times 60^\circ$, обеспечиваемой системой электронного сканирования. Это необходимо для того, чтобы обеспечить обзор точки посадки, несмотря на угловые эволюции посадочного аппарата на этапе терминального спуска.

Использование электронного способа управления ориентацией луча устраняет необходимость значительной обработки информации, поступающей со всей обозримой площади поверхности, а также необходимость механических подвесов и переориентации посадочного аппарата с целью обзора окрестностей. Фиксированное поле зрения размером 12° обеспечивает соответствие между площадкой на поверхности и возможностями маневрирования посадочного аппарата; при снижении оно уменьшается, тогда как разрешающая способность улучшается. По окончании процесса сканирования поверхности происходит обработка видеoinформации и осуществляется выбор новой точки попадания в месте с наименьшей контрастностью. Реализация этой операции обеспечивается управляющей командой смещения, которая вводится в вычислительное устройство посадочного аппарата и обуславливает его маневр для приближения к желаемому месту посадки. Последовательность операций повторяется через интервалы в 1 сек до тех пор, пока посадочный аппарат не снизится до высоты 33 м над поверхностью места посадки.

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТЬЮ СПУСКА КА НА УЧАСТКЕ ОСНОВНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

§ 6.1. УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ КА В АТМОСФЕРЕ

Под *установившимся движением* летательного аппарата обычно понимают такой полет, при котором все основные параметры — скорость, высота, угол наклона траектории, угол атаки и т. п. — остаются неизменными [64]. Если рассматривать заключительный участок аэродинамического торможения (текущая скорость $V \ll V_1$) в течение достаточно малого промежутка времени, за который высота полета не успевает измениться существенным образом, то все параметры, характеризующие атмосферу, можно считать приблизительно неизменными. В этом случае снижение КА с известной степенью приближения можно рассматривать как установившееся.

Изучение установившегося движения КА представляет определенный интерес по крайней мере в двух аспектах.

Во-первых, установившееся движение можно рассматривать для получения оценки предельных возможностей КА. Характеристики движения на таких установившихся равновесных режимах полета могут служить критерием оценки летных качеств КА. При спуске в атмосфере Марса, как уже отмечалось (см. главу 4), требуется найти такое управление и соответственно такую траекторию снижения КА, на которой обеспечивается максимальная эффективность аэродинамического торможения с тем, чтобы скорость в конце участка аэродинамического торможения на заданной высоте была минимальна и угол наклона траектории к местному горизонту был равен нулю:

$$V_K \text{ минимальна, } \theta_K = 0. \quad (6.1)$$

Из общих соображений вытекает, что скорость V_K на заданной высоте h_K при спуске в разреженной атмосфере Марса в лучшем случае будет равна или несколько меньше установившегося значения скорости $V_{уст}$, определенной для КА с заданными параметрами.

Во-вторых, при исследовании последнего этапа аэродинамического торможения КА, на котором с течением времени кинематические параметры движения меняются сравнительно медленно, можно без большой погрешности пользоваться уравнениями установившегося движения.

Практический смысл изучения подобных режимов подкрепляется и следующими соображениями. В соответствии с гипотезой стационарности обтекания величина аэродинамических сил, действующих на снижающийся КА, полностью определяется кинематическими параметрами движения в данный момент времени. Поэтому величины подъемной силы и лобового сопротивления получаются одинаковыми при установившемся и неустановившемся движении.

Мгновенному установившемуся состоянию соответствует условие

$$\dot{V} = 0, \quad \dot{\theta} = 0. \quad (6.2)$$

Используя условия (6.2) и уравнения движения КА (3.20), получим

$$\left. \begin{aligned} -\frac{\rho V^2}{2P_x} - g \sin \theta &= 0, \\ K_{эф} \frac{\rho V}{2P_x} - g \frac{\cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta}{R + h} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (6.3)$$

Из-за переменности $\rho(h)$ можно говорить о совокупности мгновенных установившихся состояний, соответствующих весьма малым последовательным промежуткам времени Δt , где допустимо принять условия $\rho(h) = \text{const}$. В результате получим зависимость $V_{уст}(h)$.

Пренебрегая последним членом во втором уравнении системы (6.3) (в силу его малости на конечном участке торможения), после незначительных преобразований получим, считая $g = \text{const}$, для планирующего спуска, когда $K_n \neq 0$, следующие аналитические выражения

для установившейся скорости и угла $\theta_{уст}$:

$$V_{уст} = \sqrt{\frac{2gP_x}{\rho \sqrt{1 + K_{эф}^2}}}, \quad (6.4)$$

$$\theta_{уст} = -\arctg \frac{1}{K_{эф}}. \quad (6.5)$$

Для баллистического спуска ($K_б = 0$) получим:

$$V_{уст}^б = \sqrt{\frac{2gP_x}{\rho}}, \quad (6.6)$$

$$\theta_{уст}^б = -\frac{\pi}{2}. \quad (6.7)$$

Из рассмотрения выражения (6.4) видно, что величина установившейся скорости снижения КА на заданной высоте не зависит от угла наклона траектории к местному горизонту как при баллистическом, так и планирующем спуске, а определяется лишь проектно-баллистическими характеристиками КА, а именно: с увеличением величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность для обоих видов спуска наблюдается возрастание величины установившейся скорости. К аналогичному эффекту приводит уменьшение величины располагаемого качества для аппаратов скользящего типа. Относительно угла наклона траектории к местному горизонту можно отметить, что при баллистическом спуске величина $\theta_{уст}$ не зависит от P_x , постоянна и равна $\theta_{уст}^б = -\pi/2$. При использовании же аппаратов скользящего типа угол наклона траектории к местному горизонту зависит только от величины располагаемого качества и возрастает по модулю с его уменьшением. Эти выводы подтверждаются результатами численных расчетов по формулам (6.4)–(6.7), представленными на рис. 6.1. Видно, что для КА со средним значением величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность $P_x \approx 200 \div 400 \text{ кг/м}^2$ и $K_б = 0,3$ величина $V_{уст}$ на высоте $h_K = 6 \text{ км}$ составляет $430 \div 620 \text{ м/сек}$ и существенно превышает скорость звука, а угол наклона траектории к местному горизонту $\theta_{уст} \approx -73 \div -68^\circ$. Определим условия, когда после достижения $V_{уст}$ в результате последующего торможения скорость становится меньше установившейся. Для этого необходимо выполнение

неравенства

$$\frac{dV}{dh} > \frac{dV_{уст}}{dh}. \quad (6.8)$$

Пусть $V_{уст} \ll V_1$, $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$, $g = \text{const}$. Тогда из (6.3) и (3.20) получим

$$\frac{dV_{уст}}{dh} = \frac{1}{2} \beta V_{уст}, \quad (6.9)$$

$$\frac{dV}{dh} = \frac{1}{V \sin \theta} \left(-\frac{1}{2P_x} \rho V^2 - g \sin \theta \right). \quad (6.10)$$

С учетом соотношений (6.9) и (6.10) неравенство (6.8) можно привести к виду

$$\sin \theta > -\frac{\rho(h)}{P_x \left(\rho + \frac{2g}{V_{уст}^2} \right)}. \quad (6.11)$$

Выполнение неравенства (6.11) является условием дости-

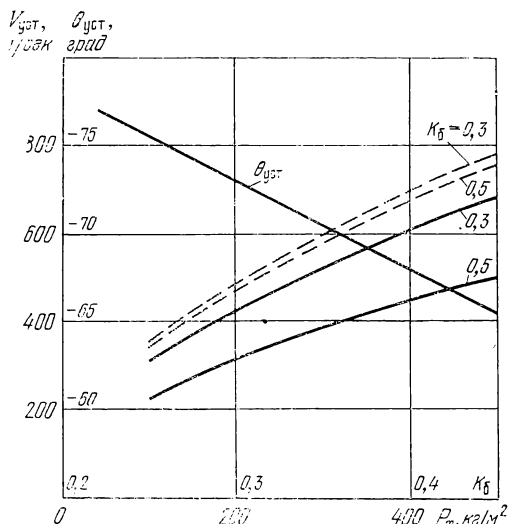


Рис. 6.1. Параметры установившегося движения (сплошная линия — случай $h_K = 6$ км, штриховая — случай $h_K = 9$ км).

жения в некоторый момент времени величины скорости, которая меньше установившейся (6.4).

Введя обозначение

$$\sin \theta_{\text{уст}} = - \frac{\rho(h)}{P_x \left(\rho + \frac{2g}{V_{\text{уст}}^2} \right)}, \quad (6.12)$$

получим

$$|\theta| < |\theta_{\text{уст}}|. \quad (6.13)$$

Отсюда видно, что участок траектории спуска, на котором величина скорости достигает значения, меньшего установившейся скорости, должен быть более пологим, чем при полете с установившейся скоростью.

Таким образом, рассмотрение установившихся режимов спуска КА в атмосфере Марса показывает, что для КА скользящего типа величина скорости в конце участка аэродинамического торможения существенно зависит от проектно-баллистических характеристик КА (P_x и K_0) и конечной высоты полета h_k . Полученные соотношения (6.4), (6.5), (6.13) позволяют оценить диапазон возможных значений конечных параметров траектории, на которые можно ориентироваться при решении экстремальной задачи.

§ 6.2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ.

НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ

При использовании реактивной системы торможения на участке мягкой посадки КА для уменьшения энергетических затрат следует стремиться в конце участка аэродинамического торможения получить наименьшее значение скорости и модуля угла наклона траектории к местному горизонту. Наиболее существенным параметром, влияющим на массу СМШ, является величина скорости в конце участка аэродинамического торможения (V_k), а влияние угла θ_k не столь важно (см. главу 4). Учитывая этот факт, задачу об отыскании оптимального управления КА на участке аэродинамического торможения можно решать поэтапно. Сначала будем рассматривать задачу минимизации скорости ($\min V_k$), не ограничивая угол θ_k . Используя результаты решения этой задачи, проведем затем анализ траекторий и выбор оптимального управления из условия (6.1).

Итак, на участке основного аэродинамического торможения требуется определить программу управления $K_{\text{эф}}(t)$, минимизирующую функционал

$$I = V_K, \quad (6.14)$$

при ограничении на управление (3.17) и на фазовые переменные (3.25), при условиях (3.28) и конечных значениях параметров h_K , θ_K , t_K . При этом θ_K свободно, h_K задано, а время t_K соответствует моменту достижения высоты $h = h_K$, когда управление не может обеспечить движение с $\dot{h} \geq 0$.

Необходимые условия оптимальности. Предположим, что оптимальная траектория содержит единственный интервал движения по ограничению (3.25). Обозначим $t^{(1)}$ момент выхода КА на ограничение, а $t^{(2)}$ — момент схода с ограничения.

С помощью гамильтониана

$$\begin{aligned} H &= \psi_1 \frac{dV}{dt} + \psi_2 \frac{d\theta}{dt} + \psi_3 \frac{dh}{dt} = \\ &= -\psi_1 \frac{\rho V^2}{2P_x} - \psi_1 g \sin \theta + \psi_2 K_{\text{эф}} \frac{\rho V}{2P_x} - \psi_2 \frac{g \cos \theta}{V} + \\ &\quad + \psi_2 \frac{V \cos \theta}{r} + \psi_3 V \sin \theta \end{aligned} \quad (6.15)$$

запишем уравнения сопряженных переменных при $v(t) < 0$ [4]

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1}{dt} &= -\frac{dH}{dV} = \frac{\psi_1 \rho V}{P_x} - \\ &\quad - \psi_2 \left[K_{\text{эф}} \frac{\rho}{2P_x} + \frac{g \cos \theta}{V^2} + \frac{\cos \theta}{R+h} \right] - \psi_3 \sin \theta, \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= -\frac{dH}{d\theta} = \psi_1 g \cos \theta - \\ &\quad - \psi_2 \left[\frac{g \sin \theta}{V} - \frac{V \sin \theta}{R+h} \right] - \psi_3 V \cos \theta, \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= -\frac{dH}{dh} = -\psi_1 \left[\frac{\rho V^2}{2P_x} \beta + \frac{2g \sin \theta}{R+h} \right] + \\ &\quad + \psi_2 \left[K_{\text{эф}} \frac{\rho V}{2P_x} - \frac{2g \cos \theta}{V(R+h)} + \frac{V \cos \theta}{(R+h)^2} \right]. \end{aligned} \right\} \quad (6.16)$$

Необходимым условием минимума функционала (6.14) является условие максимума функции H как функции управления $K_{\text{эф}}$.

Согласно гамильтониану оптимальное управление на участке движения внутри допустимой области фазовых координат является граничным:

$$K_{\text{эф}} = K_0 \operatorname{sign} \psi_2 \quad \text{при} \quad \psi_2 \neq 0. \quad (6.17)$$

Необходимые и достаточные условия прохождения экстремали вдоль границы допустимых значений фазовых координат имеют вид [4]

$$\frac{d^k v}{dt^k} = 0 \quad (k = 0, 1, \dots, n), \quad (6.18)$$

где n — порядок производной функции v (3.25), которая содержит в явном виде управление $K_{\text{эф}}(t)$. В нашем случае $n = 2$. Тогда получим управление на участке движения по ограничению (изовысотный участок полета):

$$K_{\text{эф}}^{\text{орп}} = \frac{2P_x}{\rho_{\text{орп}}(R + h_{\text{дон}})} \left[\frac{1}{\bar{V}^2} - 1 \right], \quad (6.19)$$

где $\bar{V} = \frac{V}{V_I}$, $\rho_{\text{орп}} = \rho(h_{\text{дон}})$.

Уравнения сопряженных переменных при $v = 0$ запишутся следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} + \frac{\frac{\partial H}{\partial K_{\text{эф}}}}{\frac{\partial K_{\text{эф}}}{\partial \varphi}} \frac{\partial \varphi}{\partial V} = \frac{\rho V \psi_1^{\text{орп}}}{P_x}, \\ \frac{d\psi_2^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} + \frac{\frac{\partial H}{\partial K_{\text{эф}}}}{\frac{\partial K_{\text{эф}}}{\partial \theta}} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} = \\ &= \psi_1^{\text{орп}} g - \psi_2^{\text{орп}} \frac{\rho V}{2P_x} - \psi_3^{\text{орп}} V, \\ \frac{d\psi_3^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} + \frac{\frac{\partial H}{\partial K_{\text{эф}}}}{\frac{\partial K_{\text{эф}}}{\partial h}} \frac{\partial \varphi}{\partial h} = \psi_1^{\text{орп}} \frac{\rho V^2}{2P_x} \beta, \end{aligned} \right\} \quad (6.20)$$

где

$$\varphi = \frac{d^2 h}{dt^2} = \frac{d^2 v}{dt^2}. \quad (6.21)$$

В момент выхода на ограничение $v = h_{\text{доп}} - h = 0$ должно быть выполнено условие касания

$$\left. \frac{dv}{dt} \right|_{t=t(1)} = (V \sin \theta)|_{t(1)} = 0.$$

Сопряженные переменные в точке $t^{(1)}$ скачком меняют свою величину:

$$\left. \begin{aligned} \psi_1^{\text{орп}}(t^{(1)}) - \psi_1(t^{(1)}) &= \mu_1 \frac{\partial v}{\partial V} + \mu_2 \frac{\partial \dot{v}}{\partial V} = 0, \\ \psi_2^{\text{орп}}(t^{(1)}) - \psi_2(t^{(1)}) &= \mu_1 \frac{\partial v}{\partial \theta} + \mu_2 \frac{\partial \dot{v}}{\partial \theta} = \mu_2 V, \\ \psi_3^{\text{орп}}(t^{(1)}) - \psi_3(t^{(1)}) &= \mu_1 \frac{\partial v}{\partial h} + \mu_2 \frac{\partial \dot{v}}{\partial h} = \mu_1, \end{aligned} \right\} \quad (6.22)$$

где $\mu_{1,2} = \text{const.}$

Поскольку v и $\dot{v}$ от времени явно не зависят, то согласно [4]

$$H(t^{(1)} + 0) = H(t^{(1)} - 0). \quad (6.23)$$

Окончание горизонтального полета определяется моментом свободного выбора управления: при $\varphi_2^{\text{орп}} < 0$ максимизация гамильтониана требует $K_{\text{эф}} = -K_{\text{б}}$, а это недопустимо из-за ограничения $h \geq h_{\text{доп}}$; вместе с тем при $\varphi_2^{\text{орп}} > 0$ получим из условия максимума гамильтониана

$$K_{\text{эф}} = +K_{\text{б}} > K_{\text{эф}}^{\text{орп}}.$$

Таким образом, момент схода с ограничения определяется условием $\psi_2^{\text{орп}}(t) = 0$. В силу того, что функция H явно не зависит от времени, а конечный момент времени не задан, имеет место первый интеграл

$$H = 0. \quad (6.24)$$

В этом случае из условий трансверсальности и (6.24), а также в силу произвола вариаций δV и $\delta \theta$ в конце траектории получим

$$\left. \begin{aligned} \psi_{1K} &= -1, \quad \psi_{2K} = 0, \\ \psi_{3K} &= \frac{K_{\text{эф}} \sigma_{\text{а}} \rho_K V_K (R + h_K)^2 V_K - 2\mu \cos \theta_K + V_K \cos \theta_K (R + h_K) V_K}{2(R + h_K)^2 V_K^2 \sin \theta_K}. \end{aligned} \right\} \quad (6.25)$$

Для систем (3.20), (6.16), (6.20) заданы начальные условия V_0 , h_0 , θ_0 . В конце траектории имеем $h = h_K$, ψ_{1K} , ψ_{2K} , ψ_{3K} . Если задать ψ_{10} и ψ_{20} , то из условия $H = 0$ можно определить ψ_{30} и число контролируемых в конце траектории функций ψ_{1K} и ψ_{2K} совпадает с числом параметров, задаваемых в начальной точке. Таким образом, поставленная экстремальная задача сводится к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (3.20), (6.16), (6.20).

Краевая задача. В качестве вычислительного метода для решения краевой задачи использовался метод последовательных приближений [49, 50], который состоит в следующем. В качестве начального приближения управления $u^{(1)}(t)$ задается некоторое допустимое управление, при выборе которого обычно используются различные физические соображения. Метод состоит из последовательных итераций; l -я итерация ($l = 1, 2, \dots, i$) заключается в следующем:

1) решая задачу Коши для системы уравнений (3.20) с управлением $u = u^{(l)}(t)$, определяем траекторию $x = x^{(l)}(t)$ на интервале $[t_0, t_K]$;

2) решая задачу Коши (6.16) «справа налево» от момента $t = t_K$ до $t = t_0$ при $u = u^{(l)}(t)$, $x = x^{(l)}(t)$, определяем сопряженные переменные $\psi^{(l)}(t)$ на интервале $[t_0, t_K]$;

3) определяем управление $u^{(l+1)}(t)$ на интервале $[t_0, t_K]$ из условия (6.17).

После этого переходим к следующей итерации. Процесс последовательных приближений продолжаем до тех пор, пока последующие приближения не будут отличаться друг от друга в пределах заданной точности. Полученное решение будет удовлетворять принципу максимума.

Этот метод сравнительно прост с вычислительной стороны, так как на каждом шаге требует лишь решения двух задач Коши: «слева направо» для системы (3.20) и «справа налево» для системы (6.16), (6.20). Он не требует большой памяти машины. Его использование удобно также из-за того, что на каждой итерации приближение к оптимальному управлению осуществляется в классе разрывных граничных (или релейных) управлений.

Для улучшения сходимости метода использовался один из способов, предложенный в работе [50]. Он состоит в том, что в систему (3.20) вводится некоторый параметр ε

в виде коэффициента при управляющем параметре $K_{\text{эф}}$ так, чтобы при $\varepsilon = 1$ получалась исходная система, а при $\varepsilon \rightarrow 0$ итерационный процесс быстро сходиллся. При этом система (3.20) становится слабо управляемой, и поэтому итерационный процесс будет быстро сходитьсся. Получив сходимость при некотором ε , постепенно увеличиваем его, беря каждый раз в качестве начального приближения для итерационного процесса оптимальное управление для предыдущего значения ε . Дойдя таким образом до значения $\varepsilon = 1$, получаем решение исходной задачи. Отметим, что этот способ улучшения сходимости используется при решении краевых задач только в тех случаях, когда простейший вариант метода последовательных приближений расходится или сходитсся медленно.

Для сходимости итерационного процесса большую роль играет выбор первого приближения. При решении поставленной вариационной задачи об отыскании оптимального закона управления из условия минимума конечной скорости спуска выбор первого приближения осуществляется на основе следующего предположения. Если система (3.20) зависит от некоторого параметра λ и при $\lambda = \lambda_0$ найдено оптимальное управление, то его можно брать в качестве первого приближения для значений λ , близких λ_0 . Для сформулированной выше краевой задачи в качестве параметра λ может быть использована минимально допустимая высота полета $h_{\text{доп}}$. В этом случае первое приближение ищется следующим образом. В момент $t = t_K$ задается некоторое значение конечной скорости, при выборе которого можно, например, ориентироваться на скорость установившегося полета $V_K = V_{\text{уст}}$.

Далее, подбором значений θ_K из области, ограниченной условием (6.10), решается задача Коши для систем (3.20), (6.16) и (6.20) «справа налево» при начальных условиях (6.25) с целью удовлетворения условий (3.28) при свободном параметре $h_{\text{доп}}$. При этом управление эффективным качеством осуществляется в соответствии с (6.17), (6.19) и будет оптимальным после решения указанной однопараметрической краевой задачи для некоторого значения $h_{\text{доп}}$. Это управление можно использовать в качестве начального приближения. Решение краевой задачи методом последовательных приближений показало, что такой способ определения начального управления имеет высокую

эффективность: для рассматриваемой краевой задачи точное решение обеспечивалось во втором приближении. Объяснить факт быстрой сходимости можно тем, что структура оптимальной траектории остается неизменной для достаточно широкого класса КА и условий входа. Проведенные исследования подтвердили это предположение.

§ 6.3. ОБЩИЙ АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

Решение сформулированной вариационной задачи в общем случае представляет известную трудность, обусловленную разрывностью сопряженной системы дифференциальных уравнений и необходимостью решения двухточечной краевой задачи. При этом отметим, что возможный выход на ограничение приводит к появлению дополнительных параметров в краевой задаче и порядок ее существенно возрастает. В связи с этим, прежде чем непосредственно приступить к численному решению поставленной задачи, целесообразно провести предварительный качественный анализ траекторий с целью выявления их структуры. Знание структуры оптимальных траекторий существенно облегчает решение задачи в целом.

Под *структурой оптимальных траекторий* будем понимать качественный характер изменения основных траекторных параметров КА и управляющей функции $K_{эф}$ по времени спуска. Допустимая область изменения V и h ограничена снизу величиной $h_{доп}$ и сверху начальными условиями h_0 и V_0 .

Пусть для некоторых начальных условий минимум конечной скорости ($\min V_k$) достигается на высоте $h = h_k$ при $\theta_k \leq 0$. Из общих соображений можно предположить существование четырех типов оптимальных траекторий (рис. 6.2):

— оптимальная траектория содержит участки выхода, движения по ограничению и последующего схода с ограничения внутрь допустимой области фазовых координат (кривая 1 на рис. 6.2; значение скорости при $t = t^{(1)}$ и $t = t^{(2)}$ обозначим соответственно через $V^{(1)}$ и $V^{(2)}$);

— оптимальная траектория целиком лежит внутри допустимой области фазовых координат (кривая 2);

— оптимальная траектория касается ограничения $h = h_{\text{доп}}$ (кривая 3);

— оптимальная траектория состоит из двух участков — выхода на ограничение и движения по нему (кривая 4).

При движении внутри допустимой области фазовых координат для любого типа оптимальных траекторий эффективное качество может принимать только граничные

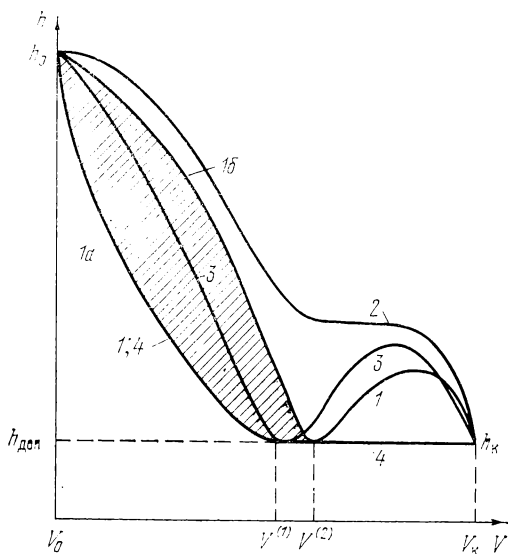


Рис. 6.2. Возможные типы оптимальных траекторий.

значения $K_{\text{эф}} = -K_0$ или $K_{\text{эф}} = +K_0$ (см. (6.17)). Количество переключений $K_{\text{эф}}$ с одного граничного значения на другое определяется числом нулей функции ψ_2 , и качественный анализ структуры оптимального управления $K_{\text{эф}}(t)$ сводится к изучению поведения функции $\psi_2(t)$.

Оптимальные траектории первого типа. При движении КА по ограничению закон управления эффективным качеством $K_{\text{эф}}^{\text{огр}}$ определяется однозначно согласно выражению (6.19). С целью определения закона управления $K_{\text{эф}}(t)$ при движении внутри допустимой области фазовых координат проанализируем характер изменения функции $\psi_2(t)$ на участке выхода на ограничение и схода с огра-

ничения. Для этого необходимо провести решение краевой задачи, что представляет известные трудности. К существенному упрощению решения приводит выявленное свойство неединственности оптимальных траекторий первого типа (и соответственно неединственности управления) на участке выведения на ограничение. Это следует из рассмотрения выражений (6.16), (6.20) и (6.22), которые показывают, что при выходе на ограничение касание траектории возможно только при $K_{\text{эф}} = +K_0$. В точке касания выполняется неравенство $\psi_2^{(1)} \geq 0$. Случай $\psi_2 > 0$ соответствует оптимальной траектории третьего типа, и его пока рассматривать не будем. В нашем случае $\psi_2 = 0$. Тогда из равенства (6.23) в силу непрерывности ρ , V , θ при $t = t^{(1)}$ имеем соотношения

$$\left. \begin{aligned} \psi_1^{\text{орп}} &= \psi_1, \\ \psi_2^{\text{орп}} &= \psi_2 \frac{\dot{\theta}}{\dot{\theta}^{\text{орп}}} \end{aligned} \right\} \quad (6.26)$$

Поскольку $|\psi_2^{\text{орп}}| < \infty$, $\dot{\theta}|_{t=t^{(1)}-0} \neq 0$, $\dot{\theta}^{\text{орп}} \equiv 0$, то получаем дополнительное условие $\psi_2|_{t=t^{(1)}-0} = 0$, но тогда $\psi_1^{\text{орп}} \equiv 0$ и $\psi_3^{\text{орп}} = \text{const}$.

Если $V^{(1)} > V_1$, то, как следует из анализа сопряженной системы [22, 97], единственный при $\psi_3^{(1)} \neq 0$ нуль функции ψ_2 при $t < t^{(1)}$ должен совпадать с $t^{(1)}$ и тогда $K_{\text{эф}} = \text{const}$, а условия $v = \dot{v} = 0$, вообще говоря, невыполнимы одновременно.

Если $\psi_3^{(1)} = 0$, то на участке $t < t^{(1)}$ получаем единственное тривиальное решение $\psi_i \equiv 0$, указывающее на независимость функционала V_K от управления $K_{\text{эф}}(t)$ при $t < t^{(1)}$. Если $V^{(1)} < V_1$, то вопрос о существовании решений, соответствующих $\psi_3^{(1)} = 0$, приходится решать численно. В принципе, выбирая $\psi_3^{(1)}$, можно получить решение $\psi_2^{(1)}$, определяющее релейную функцию $K_{\text{эф}}(t)$, для которой каждому сочетанию V_0 , h_0 , θ_0 соответствует свой момент переключения $K_{\text{эф}}(t)$ при $t < t^{(1)}$, т. е. такое решение может существовать наряду с тривиальным. Если считать, что при $t < t^{(1)}$ управление гранично ($\psi_i \equiv 0$), то для выполнения $v > 0$ и перехода на режим $v = 0$ требуется $K_{\text{эф}}(t^{(1)} - 0) = +K_0$, т. е. $\psi_2|_{t=t^{(1)}-0} > 0$,

поэтому при численном решении задачи надо искать $\psi_3|_{t=t(1)-0} > 0$, чтобы было $\frac{d\psi_2}{dt}|_{t=t(1)} < 0$.

Проведенное численное исследование показало, что нельзя подобрать такое значение $\psi_3^{(1)} > 0$, при котором существовал бы нуль функции $\psi_2(t)$ на интервале $t_0 \leq t \leq t^{(1)}$ при $V^{(1)} < V_I$.

Итак, во всех случаях при $t_0 < t < t^{(1)}$ сопряженные переменные $\psi_i \equiv 0$, т. е. *оптимальная траектория спуска, содержащая изовысотный участок движения, не зависит от участка траектории, выводящей КА на этот режим полета*. Следует, однако, отметить, что независимость оптимальных траекторий первого типа от участка выведения наблюдается в известных пределах. Дело в том, что семейство траекторий этого типа может существовать лишь в некоторой допустимой области фазовых координат, ограниченной, с одной стороны, траекторией, у которой выход на ограничение осуществляется с максимально возможной скоростью $V^{(1)} = V_{\max}^{(1)}$, а с другой стороны — траекторией, лишь касающейся ограничения $h = h_{\text{доп}}$ при скорости $V^{(1)} = V^{(2)}$. В случае движения КА по любой траектории, лежащей вне этого семейства, решение поставленной задачи с использованием критерия $\min V_K$ при соблюдении всех условий не представляется возможным. Действительно, если траектория спуска КА или ее часть на участке выведения проходит правее заштрихованной области (рис. 6.2), то для получения $\min V_K$ она неизбежно должна пересечь прямую $h = h_{\text{доп}}$ с величиной $V^{(1)} > V_{\max}^{(1)}$ и $\theta^{(1)} < 0$, т. е. пройти ниже этой прямой. Тем самым нарушается одно из условий поставленной задачи (3.25).

Если траектория проходит правее допустимой области (V, h) и выход траектории на ограничение осуществляется при скорости, меньшей $V^{(2)}$, то в этом случае дальнейшее движение КА после схода с ограничения с $V < V^{(2)}$ происходит по траектории, отличной от оптимальной, и величина конечной скорости будет больше $V_{K \min}$. Таким образом, семейство оптимальных траекторий первого типа на участке выведения ограничено двумя предельными траекториями, и при исследовании этого участка главным является определение законов управления $K_{\text{эф}}$ на этих траекториях.

Для анализа предельной траектории, ограничивающей область неединственности слева (траектория типа 1а), необходимо решить следующую вспомогательную экстремальную задачу: при заданных начальных условиях (3.28) определить программу управления $K_{эф}(t)$, максимизирующую функционал $I = V_1^{(1)}$ при ограничении на управление (3.17) и граничных условиях

$$h^{(1)} = h_{\text{доп}}, \quad \theta^{(1)} = 0, \quad t^{(1)} \text{ свободно.} \quad (6.27)$$

Оптимальное управление определяется из условия минимума гамильтониана (6.15):

$$K_{эф} = -K_6 \operatorname{sign} \psi_2.$$

При $t = t^{(1)}$ должно быть выполнено условие $\psi_1^{(1)} = -1$; при этом $\psi_2^{(1)}$ и $\psi_3^{(1)}$ свободны, так как заданы конечный угол $\theta^{(1)}$ и конечная высота $h^{(1)}$. Поставленная вспомогательная экстремальная задача сводится к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (3.20) и (6.16), численное решение которой показало, что оптимальной программой управления на предельной траектории, осуществляющей выход на ограничение с $V^{(1)} = V_{\text{max}}^{(1)}$, является программа однократного переключения управления с минимального значения $K_{эф} = -K_6$ на максимальное $K_{эф} = +K_6$. При этом оказалось, что найденный закон оптимального управления остается неизменным для всего класса КА, осуществляющих спуск по траекториям первого типа, и не зависит от проектно-баллистических характеристик КА (P_x и K_6), начальных условий входа (V_0 , h_π) и допустимой высоты рикошетирувания КА ($h_{\text{доп}}$). При численном решении указанные параметры варьировались в пределах

$$\left. \begin{aligned} 200 \text{ кг/м}^2 &\leq P_x \leq 650 \text{ кг/м}^2, & h_\pi^H &\leq h_\pi \leq h_\pi^B, \\ 0,2 &\leq K_6 \leq 0,5, & 4,7 \text{ км/сек} &\leq V_0 \leq 8 \text{ км/сек}, \\ 2,5 \text{ км} &\leq h_{\text{доп}} \leq 9 \text{ км}. \end{aligned} \right\} \quad (6.28)$$

В качестве исходных принимались следующие номинальные значения параметров:

$$\left. \begin{aligned} P_x^{\text{ном}} &= 350 \text{ кг/м}^2, & K_6^{\text{ном}} &= 0,3, & h_\pi^{\text{ном}} &= -45 \text{ км}, \\ V_0 &= 6 \text{ км/сек}, & h_{\text{доп}} &= 6 \text{ км}. \end{aligned} \right\} \quad (6.29)$$

Анализ численных материалов исследования другой предельной траектории (кривая 1б, ограничивающая заштрихованную область рис. 6.2 справа) показал, что во всем диапазоне рассматриваемых параметров (6.28) выход на ограничение при скорости $V^{(1)} = V^{(2)}$ осуществляется при использовании программы двухразового переключения эффективного качества:

$$K_{эф} = +K_0, -K_0, +K_0. \quad (6.30)$$

Внутри области неединственности движение КА может быть реализовано по различным траекториям и с использованием различных законов управления $K_{эф}$. В частности, можно отметить, что выход КА на ограничение с промежуточным значением скорости ($V^{(2)} \leq V^{(1)} \leq V_{\max}^{(1)}$) возможен при использовании программы двухразового переключения $K_{эф}$ (6.30). Эта программа по структуре совпадает с оптимальным законом управления для предельной траектории 1б, но отличается выбором моментов переключения $K_{эф}$. А именно, если для предельной траектории, реализующей $V^{(1)} = V^{(2)}$, суммарная длительность полета КА с максимальной величиной $K_{эф} = +K_0$ наибольшая, то при увеличении $V^{(1)}$ она уменьшается, а длительность участка спуска с $K_{эф} = -K_0$ возрастает. При этом уменьшение времени полета с положительным значением аэродинамического качества осуществляется в основном за счет более раннего момента первого переключения $K_{эф}$. В пределе при $V^{(1)} = V_{\max}^{(1)}$ время первого переключения $K_{эф}$ становится равным нулю и программа двухразового переключения $K_{эф}$ вырождается в программу однократного переключения

$$K_{эф} = -K_0, +K_0,$$

а траектория спуска совпадает со второй предельной траекторией, ограничивающей область неединственности слева.

Обратимся теперь к рассмотрению другого участка оптимальной траектории первого типа, который, собственно, и определяет минимальное значение конечной скорости — участка схода с ограничения внутрь допустимой области фазовых координат с $h(t) = h_{\text{доп}}$. В этом случае граничные условия для левого конца траектории

запишутся в виде

$$\left. \begin{aligned} V^{(1)} \text{ свободно, } \theta^{(1)} = 0, \quad h^{(1)} = h_{\text{доп}}, \\ t^{(1)} \text{ свободно, } \psi_1^{\text{огр}} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (6.31)$$

Условия (6.31) определяют совместно с условиями (6.25) двухпараметрическую двухточечную краевую задачу. Как уже отмечалось, оптимальное управление КА на участке схода с ограничения является граничным, а количество переключений $K_{\text{эф}}$ определяется количеством нулей функции ψ_2 . Численное решение краевой задачи на этом участке проводилось для широкого класса КА с различными проектно-баллистическими характеристиками и для различных значений $h_{\text{доп}}$. При этом оказалось, что если варьируемые параметры P_x , K_0 и $h_{\text{доп}}$ лежат в наиболее интересном с практической точки зрения диапазоне (6.28), то функция ψ_2 после схода траектории с ограничения остается положительной на всем интервале движения внутри допустимой области фазовых координат, а следовательно, оптимальной программой управления КА на этом участке является программа, предусматривающая полет КА с неизменным максимальным значением эффективного качества $K_{\text{эф}} = +K_0$. Использование этой программы управления приводит к тому, что характерной особенностью оптимальных траекторий первого типа является наличие после схода с ограничения *маневра типа «горки»*, т. е. такого режима полета, при котором высота полета в зависимости от времени сначала возрастает, достигая в некоторый момент максимума, а затем уменьшается до достижения $h = h_k$. Поскольку программа управления на этом участке неизменна для различных КА, то максимальная высота при осуществлении маневра типа «горки» определяется лишь проектно-баллистическими характеристиками КА и величиной $h_{\text{доп}}$.

Между поведением функции сопряженных переменных ψ_2 и высотой полета КА на участке схода с ограничения наблюдается вполне определенная взаимозависимость: характер изменения максимумов величины ψ_2 и h при варьировании проектно-баллистических параметров КА и минимально допустимой высоты полета $h_{\text{доп}}$ аналогичен. С возрастанием $\psi_{2 \text{ max}}$ при соответствующем изменении величин P_x , K_0 , $h_{\text{доп}}$ происходит возрастание

$h_{\max}$ и, наоборот, с уменьшением $\psi_{2 \max}$ величина $h_{\max}$ также уменьшается. Проведенные численные исследования показали, что можно подобрать такие предельные значения приведенной нагрузки на лобовую поверхность $P_x^{\text{пред}}$, а также соответствующую величину $h_{\text{доп}}^{\text{пред}}$, при стремлении к которым максимальное значение функции ψ_2 и тем самым максимальная высота «горки» становятся

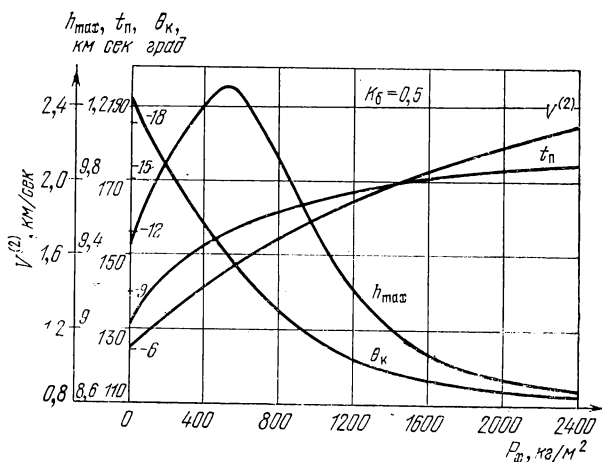


Рис. 6.3. Параметры движения при маневре типа «горка».

сколь угодно близкими к нулю, а по достижении каким-либо из параметров предельного значения функция ψ_2 становится равной нулю, и маневр типа «горки» вообще отсутствует. В этом случае оптимальная траектория первого типа совпадает с оптимальной траекторией четвертого типа (см. рис. 6.2).

На рис. 6.3 представлены зависимости максимальной высоты «горки», скорости схода КА с ограничения, времени полета КА на участке схода с ограничения, а также угла наклона траектории θ_k от величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность КА. Из их рассмотрения видно, что маневр типа «горки» вырождается при очень больших значениях P_x . Таким образом, рассмотрение класса траекторий четвертого типа не представляет практического интереса и приводится лишь для общности.

Интересно проследить, к какому эффекту может привести уменьшение параметров P_x и K_0 . Как было показано, на участке выхода траектории на ограничение происходит сужение области неединственности решения при уменьшении величин P_x и K_0 . При этом оказалось, что существуют такие значения $P_x = P_{x2}^{\text{пред}}$, $K_0 = K_{02}^{\text{пред}}$, для которых область неединственности на участке выхода на ограничение вообще отсутствует. Этому случаю соответствует единственная оптимальная траектория первого типа, которая касается ограничения по высоте (3.25) при максимальной скорости $\max V^{(1)}$, а затем оказывается внутри допустимой области для фазовых координат. Дальнейшее уменьшение величин P_x и K_0 приводит к тому, что оптимальной траекторией, реализующей минимум конечной скорости спуска, является траектория второго типа, целиком проходящая внутри допустимой области фазового пространства. Таким образом, уменьшение значений основных проектно-баллистических характеристик также приводит к качественному изменению типа оптимальных траекторий спуска: сначала к траектории третьего типа (касающейся ограничения $h = h_{\text{доп}}$), а затем и к траектории второго типа.

Оптимальные траектории второго типа. Для определения оптимальной программы управления на траекториях второго типа необходимо знать число нулей функции сопряженных переменных $\psi_2(t)$, которое определяет число переключений эффективного качества с одного граничного значения на другое. Характер поведения функции $\psi_2(t)$ выявляется из решения двухпараметрической краевой задачи для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (3.20) и (6.16). Расчеты показывают, что функция сопряженных переменных ψ_2 на оптимальных траекториях второго типа имеет всего лишь один нуль и, следовательно, оптимальная программа управления имеет одно переключение с минимального значения (поскольку функция ψ_2 при $t = t_0$ отрицательна) на максимальное. Такой вид оптимального закона управления остается неизменным для любых значений P_x и K_0 , если оптимальная траектория спуска лежит внутри допустимой области фазовых координат.

Следует отметить, что на траекториях второго типа также имеется маневр типа «горки» на заключительном

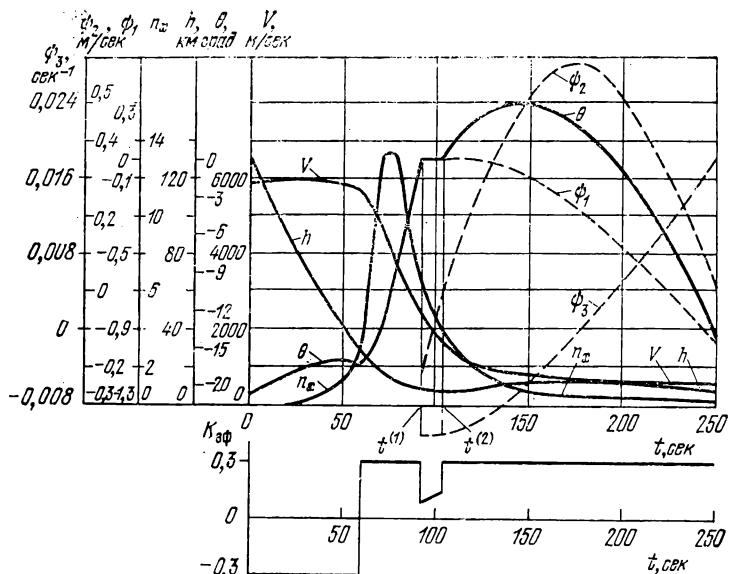


Рис. 6.4. Изменение основных характеристик оптимальных траекторий первого типа.

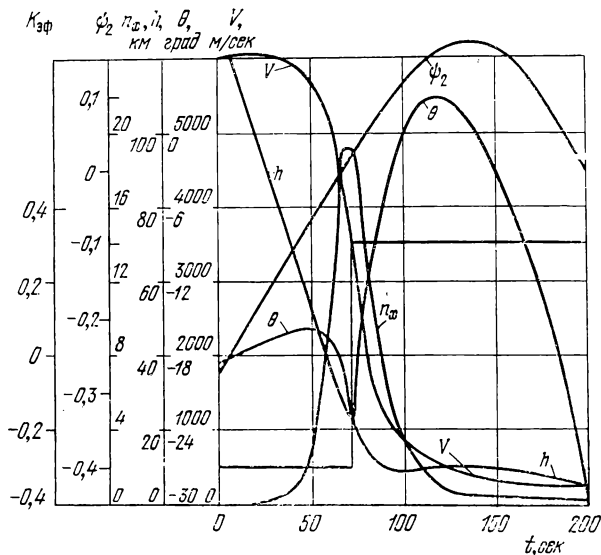


Рис. 6.5. Изменение основных характеристик оптимальных траекторий второго типа.

участке спуска. Наличие этого маневра еще раз подчеркивает условность деления траектории на типы. Действительно, если накладывается ограничение $h_{\text{доп}} > h_{\text{min}}$, то траектория выходит на это ограничение и вырождается в траекторию первого типа.

Мы рассмотрели все возможные случаи оптимальных траекторий спуска. Оказалось, что могут иметь место траектории всех четырех отмеченных типов. При этом траектории третьего и четвертого типов являются частным случаем оптимальных траекторий второго типа. Учитывая это, в дальнейшем будем рассматривать в качестве основных только первый и второй типы траекторий.

В качестве примера на рис. 6.4 и 6.5 приведено изменение параметров траектории V , θ , h и сопряженных переменных ψ_i в зависимости от времени спуска для аппарата с $P_x = 250 \text{ кг/м}^2$ и $K_6 = 0,3$ (первый тип управления), $P_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $K_6 = 0,3$ (второй тип управления).

§ 6.4. АНАЛИЗ ЧИСЛЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Общая процедура численного решения задачи о минимуме конечной скорости. Поскольку структура оптимального управления в зависимости от типа траекторий может быть различной, то при решении задачи о минимуме конечной скорости в каждом конкретном случае необходимо придерживаться определенной последовательности операций, существенно упрощающей процедуру решения задачи в целом и заключающейся в следующем. Сначала ограничение на минимально допустимую высоту полета КА не учитывается. Решается однопараметрическая краевая задача по определению оптимального момента переключения эффективного аэродинамического качества с $K_{\text{эф}} = -K_6$ на $K_{\text{эф}} = +K_6$ из условия минимума конечной скорости спуска. На полученной траектории второго типа определяется минимальная высота пролета КА над поверхностью планеты h_{min} , которая сравнивается с величиной $h_{\text{доп}}$. Если оказывается, что $h_{\text{min}} > h_{\text{доп}}$, то решение задачи на этом прекращается, поскольку искомая оптимальная траектория уже определена и принадлежит ко второму типу.

Если $h_{\min} \leq h_{\text{доп}}$, то необходимо переходить к исследованию оптимальных траекторий первого типа. В этом случае первоначально рассматривается участок схода траектории с ограничения, на котором определяется оптимальная скорость в момент схода $V^{(2)}$, обеспечивающая минимум конечной скорости при полете с $K_{\text{эф}} = +K_0$. Затем решается задача по определению предельной траектории спуска, реализующей максимальную скорость при выходе траектории на ограничение $V_{\max}^{(1)}$, после чего осуществляется сравнение величин $V_{\max}^{(1)}$ и $V^{(2)}$. Если оказывается, что $V_{\max}^{(1)} > V^{(2)}$, то оптимальной является траектория первого типа, в противном случае — второго типа. Согласно предложенной процедуре решения задачи оптимизации, одним из основных косвенных признаков, на основании которого можно проводить предварительную классификацию оптимальных траекторий спуска, является сравнение в каждом конкретном случае величин максимальной скорости $V_{\max}^{(1)}$ при выходе на ограничение и оптимальной скорости при сходе $V^{(2)}$. Поэтому представляется интересным оценить частное влияние основных варьируемых параметров (6.30) на $V_{\max}^{(1)}$ и $V^{(2)}$. На рис. 6.6 представлены зависимости этих величин от проектно-баллистических параметров КА (P_x и K_0), начальных условий входа (V_0 и h_π) и минимально допустимой высоты полета ($h_{\text{доп}}$). Видно, что величина $V_{\max}^{(1)}$ возрастает с увеличением P_x , K_0 , V_0 , $h_{\text{доп}}$ и с уменьшением h_π . Так, например, при изменении P_x с 200 до 650 кг/м² величина скорости $V_{\max}^{(1)}$ возрастает от 1570 до 3040 м/сек, при возрастании K_0 с 0,2 до 0,5 скорость $V_{\max}^{(1)}$ изменяется от 1880 до 2800 м/сек, при увеличении V_0 от 5 до 8 км/сек скорость $V_{\max}^{(1)}$ увеличивается от 2000 до 3130 м/сек, при изменении $h_{\text{доп}}$ с 3 до 9 км величина $V_{\max}^{(1)}$ возрастает от 1980 до 2730 м/сек, а при уменьшении h_π от +45 до -145 км максимальная скорость увеличивается от 1840 до 2490 м/сек.

Зависимости $V_{\max}^{(1)}(V_0)$, $V_{\max}^{(1)}(h_{\text{доп}})$, $V_{\max}^{(1)}(K_0)$ являются практически линейными, а зависимости $V_{\max}^{(1)}(P_x)$ и $V_{\max}^{(1)}(h_\pi)$ — существенно нелинейными. Это и предопределяет различную чувствительность изменения величины $V_{\max}^{(1)}$ к изменению рассматриваемых параметров.

Из рассмотрения рис. 6.6 видно также, что величина скорости при сходе с ограничения не зависит от начальных условий входа, что, впрочем, и следовало ожидать, и с увеличением P_x , $h_{\text{доп}}$ и уменьшением K_0 происходит увеличение $V^{(2)}$. Так, при возрастании P_x с 200 до 650 кг/м² величина $V^{(2)}$ изменяется с 1640 до 2160 м/сек, при увеличении $h_{\text{доп}}$ с 3 до 9 км величина $V^{(2)}$ возрастает

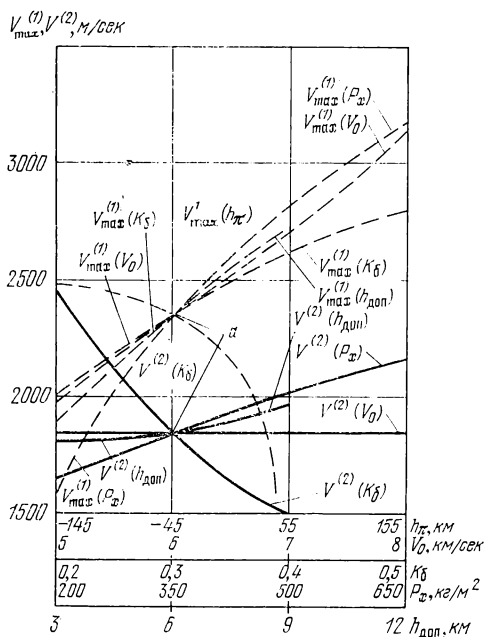


Рис. 6.6. Парциальное влияние параметров КА (P_x , K_0), начальных условий входа (V_0 , h_{π}) и минимально допустимой высоты полета ($h_{\text{доп}}$) на $V_{\text{max}}^{(1)}$ и $V^{(2)}$.

с 1800 до 1965 м/сек и при уменьшении K_0 с 0,5 до 0,3 происходит увеличение $V^{(2)}$ с 1380 до 2460 м/сек.

По данным рис. 6.6 для частных значений варьируемых параметров легко установить граничное значение каждого из них, при котором происходит нарушение условия

$$V_{\text{max}}^{(1)} \geq V^{(2)}. \quad (6.32)$$

Например, при $P_x \leq 220 \text{ кг/м}^2$ или $K_{\bar{b}} < 0,25$ и прочих параметрах, равных номинальным (6.29), выполнение условия (6.32) невозможно; при этом единственная оптимальная траектория спуска, реализующая минимум конечной скорости, лежит целиком внутри допустимой области фазового пространства. Изложенная процедура позволяет достаточно просто получить численные материалы, показывающие влияние основных параметров V_0 , h_{π} , P_x , $K_{\bar{b}}$ на конечную скорость при оптимальном управлении.

Влияние начальных условий входа на минимальную конечную скорость V_K . В дальнейшем будем для краткости называть величину V_K , полученную при оптимальном управлении, *минимальной конечной скоростью* $V_{K \min}$.

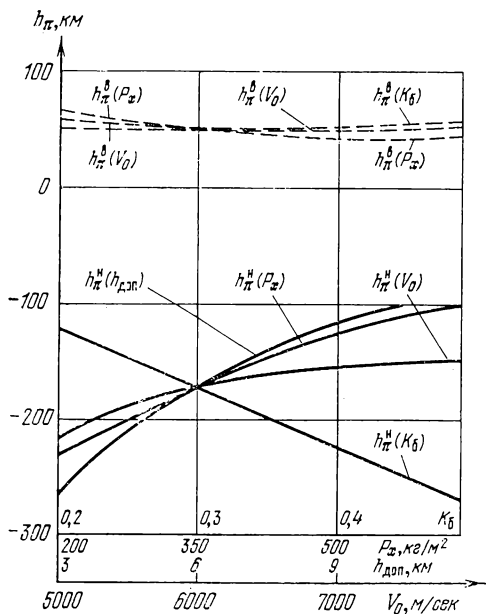


Рис. 6.7. Нижняя и верхняя границы оперативного коридора входа в зависимости от P_x , $K_{\bar{b}}$, $h_{\text{доп}}$, V_0 .

Будем рассматривать семейство оптимальных траекторий, лежащих внутри всего коридора входа $\Delta h_{\pi} = h_{\pi}^b - h_{\pi}^u$.

Верхняя граница этого коридора ($h_{\pi}^{\text{в}}$) определяется из условия захвата КА атмосферой, а нижняя граница — минимальной высотой условного перицентра $h_{\pi}^{\text{н}}$, при которой еще возможно с управлением $K_{\text{об}} = +K_0$ выполнение ограничения (3.25). Следует отметить, что нижняя граница $h_{\pi}^{\text{н}}$ существенно зависит от основных рассматриваемых параметров $P_{\text{х}}$, K_0 , V_0 , $h_{\text{дон}}$, причем $h_{\pi}^{\text{н}}$ возрастает при увеличении $P_{\text{х}}$, $h_{\text{дон}}$, V_0 и при уменьшении K_0 (рис. 6.7). В силу этого в каждом конкретном случае рассматривается движение КА в соответствующем коридоре входа. Так, например, при номинальных значениях всех варьируемых параметров (6.29) $h_{\pi}^{\text{н}} = -170$ км, а $h_{\pi}^{\text{в}} \approx +45$ км.

Влияние высоты условного перицентра на величину $V_{\text{к min}}$. Анализ численных результатов показал (рис. 6.8), что внутри коридора входа тип управления в некоторых случаях может меняться и существует такое граничное значение h'_{π} высоты условного перицентра, лежащее в диапазоне $h_{\pi}^{\text{в}} > h'_{\pi} > h_{\pi}^{\text{н}}$, с которым при входе в атмосферу реализуется предельная оптимальная траектория первого типа 1б (касающаяся ограничения).

При значениях $h_{\pi} > h'_{\pi}$ имеет место второй тип управления, при $h_{\pi} \leq h'_{\pi}$ — соответственно первый тип управления. Различие управлений внутри оперативного коридора входа отражается на величине минимальной конечной скорости и характере ее зависимости от h_{π} :

— при изменении h_{π} от $h_{\pi}^{\text{в}}$ до h'_{π} величина $V_{\text{к min}}$ непрерывно уменьшается. При этом наибольшее значение $V_{\text{к min}}$ соответствует входу с $h_{\pi} = h_{\pi}^{\text{в}}$ (см. рис. 6.8);

— при дальнейшем уменьшении h_{π} от h'_{π} до $h_{\pi}^{\text{н}}$ величина $V_{\text{к min}}$ остается неизменной, что предопределено свойством неединственности.

Влияние начальной скорости V_0 на величину $V_{\text{к min}}$. Будем предполагать, что при каждой конкретной реализации вход КА осуществляется в середине коридора. В этом случае для всего диапазона начальных скоростей входа, соответствующих траекториям прямого перелета Земля—Марс (см. главу 2), реализуются оптимальные траектории первого типа и величина конечной скорости спуска не зависит от величины V_0 (см. рис. 6.8).

Таким образом, проведенные численные исследования показывают, что для достаточно широкого диапазона значений параметров КА величина конечной скорости спуска при оптимальном управлении не зависит от начальных условий входа. Этот вывод очень важен, так как позволяет при выборе баллистической схемы полета к Марсу

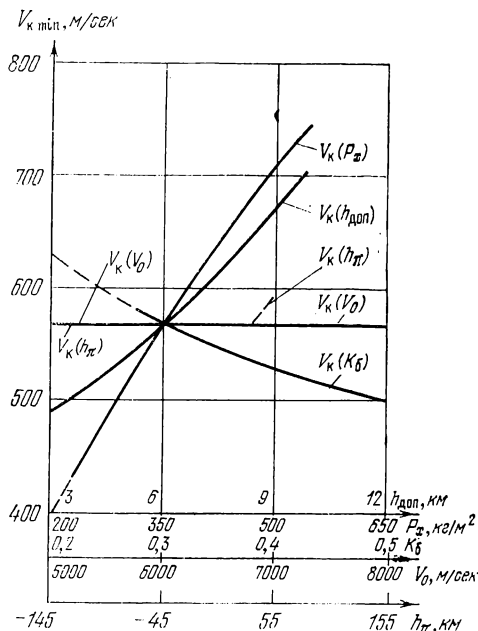


Рис. 6.8. Величина конечной скорости при оптимальном управлении (сплошная линия — первый тип управления, штриховая — второй).

участок межпланетного перелета в определенных пределах считать независимым от участка спуска КА в атмосфере, а имеющийся произвол может быть использован для независимой дополнительной оптимизации каждого из этих участков движения.

Влияние основных проектно-баллистических характеристик на $V_{k \min}$. На рис. 6.8 представлены также зависимости влияния аэродинамического качества K_b и приведенной нагрузки P_x на $V_{k \min}$. Из их рассмотрения видно, что с увеличением аэродинамического качества

для оптимальных траекторий первого типа (сплошная часть кривой) и второго типа (штриховая часть кривой) величина конечной скорости спуска уменьшается, а зависимость $V_K(K_0)$ близка к линейной. Так, например, при возрастании K_0 от 0,3 до 0,5 величина конечной скорости уменьшается с 568 до 500 м/сек. Следует отметить, что наклон кривой $V_K(K_0)$ мало меняется при широких вариациях остальных параметров (6.30). Частная производная $\partial V_K / \partial K_0$ в среднем равна $340 \div 380$ м/сек. Другими словами, при изменении качества на 0,1 конечная скорость на оптимальной траектории изменится на $34 \div 38$ м/сек. Иначе влияет на $V_{K \min}$ приведенная нагрузка на лобовую поверхность: увеличение P_x ведет к возрастанию $V_{K \min}$. Так, при изменении P_x с 350 до 650 кг/м² величина конечной скорости увеличивается с 568 до 810 м/сек.

Отмеченная особенность противоположного влияния P_x и K_0 на величину $V_{K \min}$ оказывается существенной для выбора рациональной формы КА, осуществляющего спуск в атмосфере Марса.

Влияние минимально допустимой высоты полета и конечной высоты на $V_{K \min}$. Введение ограничения на минимально допустимую высоту полета КА сужает область допустимых фазовых координат, внутри которых может проходить оптимальная траектория спуска, и, естественно, приводит к увеличению конечной скорости спуска в случае, если высота $h_{\text{доп}}$ больше минимальной высоты полета $h_{\min}$ на оптимальной траектории, построенной при отсутствии этого ограничения. Как и следовало ожидать, с возрастанием $h_{\text{доп}}$ величина $V_{K \min}$ увеличивается (см. рис. 6.8). В частности, при изменении $h_{\text{доп}}$ с 6 до 9 км конечная скорость возрастает с 568 до 675 м/сек. Следует отметить, что с увеличением P_x чувствительность функционала $V_{K \min}$ к изменению $h_{\text{доп}}$ возрастает. Влияние конечной высоты h_K на $V_{K \min}$ аналогично влиянию высоты $h_{\text{доп}}$, а именно, с увеличением h_K величина $V_{K \min}$ возрастает. Это объясняется тем, что задача оптимального управления из условия $\min V_K$ решалась в предположении, что $h_K = h_{\text{доп}}$. Необходимо подчеркнуть, что указанная зависимость сохраняется и для случая $h_K \neq h_{\text{доп}}$.

Сравнение величины минимальной конечной скорости со скоростью установившегося полета. Сопоставим полученные результаты решения экстремальной задачи по

величине скорости $V_{k \min}$ с соответствующими значениями установившейся скорости (см. рис. 6.1 и 6.8). Оказывается, что величина минимальной конечной скорости при оптимальном управлении $K_{\text{эф}}$ меньше установившейся скорости во всем диапазоне изменения рассматриваемых параметров. Однако разница $\Delta V = V_{\text{уст}} - V_{k \min}$ незначительна и составляет в среднем $20 \div 25$ м/сек.

Последнее обстоятельство позволяет утверждать, что для достаточно широкого класса КА, осуществляющих спуск в атмосфере Марса по оптимальным траекториям из условия $\min V_k$, для исследования участка аэродинамического торможения в первом приближении нет необходимости в строгом решении оптимальной задачи (что в ряде случаев связано с определенными вычислительными трудностями и большими затратами машинного времени). Достаточно провести расчет величины $V_{\text{уст}}$ по формуле (6.3) и принять эту величину за то значение скорости, которое необходимо погасить с помощью ТДУ на участке активного торможения. Погрешность в этом случае будет составлять 2-3%, что вполне допустимо на этапе проведения общих проектно-баллистических исследований.

Следует также отметить, что хотя на величину угла θ_k не накладывалось ограничение при постановке экстремальной задачи, однако этот параметр являлся наблюдаемым в процессе ее решения. При этом оказалось, что величина угла $|\theta_k|$, полученная при оптимальном управлении из условия $\min V_k$, существенно меньше угла $|\theta_{\text{уст}}|$. Так, для КА с $P_x = 350$ кг/м² и $K_6 = 0,3$ величина $|\theta_k|$ при оптимальном управлении составляет $13^\circ 12'$, а при установившемся движении $|\theta_{\text{уст}}| = 73^\circ 20'$. Это лишний раз подтверждает справедливость выводов, сделанных ранее из анализа формулы (6.13).

§ 6.5. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ КА НА ТРАЕКТОРИЯХ МИНИМАЛЬНОЙ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТИ

Решение задачи оптимизации по критерию $\min V_k$ является важным результатом в проблеме обеспечения мягкой посадки КА на поверхность Марса с минимальными суммарными затратами энергии. Вместе с тем су-

ществует ряд других, не менее важных задач, практическое решение которых также необходимо на определенном этапе исследования планеты Марс. Это прежде всего задача обеспечения точной посадки в заданном районе поверхности, задача минимизации максимальных перегрузок и т. д.

Известно, что введение дополнительных условий и критериев обычно ведет к ухудшению результатов по основному критерию оптимальности. Однако, как было уже установлено, оптимизация траекторий спуска в отношении других критериев в некоторых случаях и в определенных пределах возможна без ухудшения результатов по основному критерию $\min V_k$. Это объясняется тем, что для достаточно широкого диапазона изменения параметров КА спуск с $\min V_k$ может происходить по одной из траекторий, принадлежащих некоторому семейству и имеющих одинаковый конечный участок схода с ограничения по высоте. Это и позволяет рассматривать некоторые дополнительные задачи оптимального управления КА на траекториях минимальной конечной скорости.

Оптимизация зоны маневра КА. Одним из основных условий обеспечения точной посадки КА в заданном районе поверхности планеты является его способность к маневрированию: чем шире зона маневра, тем проще решение задачи при прочих равных условиях. В силу этого и рассмотрим задачу *максимизации зоны маневра КА*.

Под *зоной маневра* будем понимать диапазон достижимых дальностей полета, от минимальной до максимальной, при соблюдении условия минимизации конечной скорости $\min V_k$.

Для траекторий минимальной конечной скорости определим такой закон управления углом крена (или $K_{эф}$), который обеспечивает максимальную (или минимальную) дальность спуска при ограничении на высоту полета.

Дополним уравнения движения (3.20) соотношением для расчета дальности полета, измеряемой по поверхности планеты:

$$\dot{L} = \frac{V \cos \theta}{R + h} R. \quad (6.33)$$

Имеем следующие краевые условия для параметров

движения:

$$t = t_0: \quad V(t_0) = V_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad h(t_0) = h_0, \quad L(t_0) = L_0, \quad (6.34)$$

$$t = t^{(2)}: \quad V(t^{(2)}) = V_2^{\text{opt}}, \quad \theta(t^{(2)}) = 0, \quad h(t^{(2)}) = h_{\text{дон}}. \quad (6.35)$$

В соответствии с результатами исследований, приведенных в главе 5, условия при $t = t^{(2)}$ обеспечивают минимизацию конечной скорости $\min V_K$.

Запишем функцию Гамильтона

$$H = \psi_1 \frac{dV}{dt} + \psi_2 \frac{d\theta}{dt} + \psi_3 \frac{dh}{dt} + \psi_4 \frac{dL}{dt}. \quad (6.36)$$

Вспомогательные переменные $\psi_i(t)$ на участке движения КА внутри допустимой области определяются уравнениями

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \psi_1 \frac{\rho V}{P_x} - \psi_2 \left[\frac{K_{\text{эф}} \rho}{2 P_x} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{g_0 R^2 \cos \theta}{r^2 V^2} + \frac{\cos \theta}{r} \right] - \psi_3 \sin \theta - \psi_4 \frac{R \cos \theta}{r}, \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \psi_1 \frac{g_0 R^2 \cos \theta}{r^2} - \psi_2 \left[\frac{g_0 R^2 \sin \theta}{r^2 V} - \right. \\ &\quad \left. - \frac{V \sin \theta}{r} \right] - \psi_3 V \cos \theta + \psi_4 \frac{V R \sin \theta}{r}, \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} = \psi_1 \left[\frac{\rho V^2}{2 P_x} \beta + \frac{2 g_0 R^2 \sin \theta}{r^3} \right] + \\ &\quad + \psi_2 \left[K_{\text{эф}} \frac{\rho V}{2 P_x} \beta + \frac{V \cos \theta}{r^2} - \frac{2 g_0 R^2 \cos \theta}{V r^3} \right] + \\ &\quad + \psi_4 \frac{V R \cos \theta}{r^2}, \\ \frac{d\psi_4}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial L} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (6.37)$$

На участке движения вдоль ограничения (3.25) получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} + \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial V} = \frac{\rho V \psi_1^{\text{орп}}}{P_x} - \psi_1^{\text{орп}} \frac{R}{r}, \\ \frac{d\psi_2^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} + \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} = \\ &= \psi_1^{\text{орп}} g_0 \frac{R^2}{r^2} - \psi_2^{\text{орп}} \frac{\rho V}{2 P_x} - \psi_3^{\text{орп}} V, \end{aligned} \right\} \quad (6.38)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_3^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} + \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial h} = \\ &= -\psi_1^{\text{орп}} \frac{rV^2}{2P_x} \beta + \psi_4^{\text{орп}} \frac{VR}{r^2}, \\ \frac{d\psi_4^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial L} + \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial L} = 0, \end{aligned} \right\} \quad (6.38)$$

где

$$\Phi = \frac{d^2h}{dt^2}, \quad \Lambda = \frac{\partial H}{\partial K_{\Phi}} \bigg/ \frac{\partial \Phi}{\partial K_{\Phi}}.$$

Из уравнений (6.37) и (6.38) видно, что $\psi_4 = \text{const}$ на всей траектории спуска.

Условия разрыва сопряженных переменных в точке выхода экстремали на ограничение запишутся так же, как и ранее (см. § 6.2), с добавлением уравнения

$$\psi_4^{\text{орп}}(t_1) - \psi_4(t_1) = \mu_1 \frac{\partial h}{\partial L} + \mu_2 \frac{\partial \dot{h}}{\partial L} = 0. \quad (6.39)$$

Поскольку фазовые координаты фиксированы при $t = t^{(2)}$, остается потребовать

$$\left. \begin{aligned} \psi_4^{\text{орп}}(t^{(2)}) &= -1 \quad \text{при минимизации } L(t^{(2)}), \\ \psi_4^{\text{орп}}(t^{(2)}) &= +1 \quad \text{при максимизации } L(t^{(2)}). \end{aligned} \right\} \quad (6.40)$$

Решение краевой задачи для систем уравнений (6.37), (6.38), (3.20), (6.33) с граничными условиями (6.34), (6.35) и (6.40) после анализа условий скачка сводится к поиску решения на отрезке $[t_0, t^{(1)}]$.

Оптимальной программой управления, обеспечивающей минимальную дальность траекторий, удовлетворяющих условиям касания в точке $t = t^{(1)}$, является программа с однократным переключением K_{Φ} при $t \leq t^{(1)}$ (с $-K_6$ на $+K_6$).

При $t^{(1)} \leq t \leq t^{(2)}$ (движение на граничной высоте) управление определяется однозначно в соответствии с (6.19). На траекториях, обеспечивающих максимальную дальность при $V_{K \min}$, участок движения по ограничению отсутствует ($t^{(1)} = t^{(2)}$) и оптимальным законом управления является программа двухразового переключения

$$K_{\Phi} = +K_6, -K_6, +K_6.$$

На рис. 6.9 показана зависимость $L_{\pi \min}$ и $L_{\pi \max}$ (индекс π означает, что дальность спуска отсчитывается от условного перицентра траекторий входа) от параметров аппарата (P_x и K_5), условий входа (h_π и V_0) и минимально допустимой высоты полета ($h_{\text{дон}}$). Видно, что при возрастании h_π зона маневра КА несколько увеличивается,

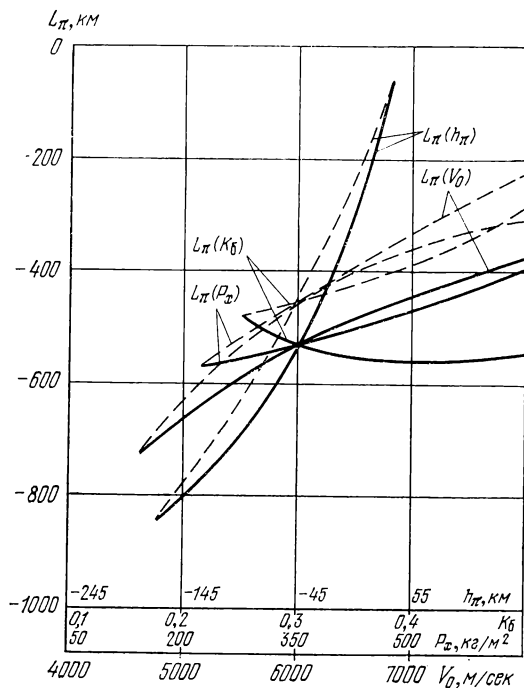


Рис. 6.9. Парциальное влияние параметров P_x , K_5 , V_0 , h_π на ширину зоны маневра КА на траекториях минимальной конечной скорости (сплошная линия — $\min L_{\pi}$, штриховая — $\max L_{\pi}$).

достигая максимума вблизи середины коридора входа, а затем снова уменьшается. Увеличение параметров P_x , K_5 , V_0 приводит к расширению зоны маневра КА на траекториях минимальной конечной скорости.

Минимизация максимальной перегрузки. В ряде случаев при анализе траекторий управляемого торможения КА в атмосфере Марса может представлять интерес до-

полнительное требование снижения величины максимальной перегрузки $\min (n_{x \max})$ при сохранении условия $\min V_k$.

Эта задача приобретает особую актуальность для КА, подлетающих к Марсу по ускоренным траекториям и имеющих увеличенную скорость входа ($V_0 \approx 8 \div \div 10$ км/сек). Максимальные перегрузки $n_{x \max}$ при входе с увеличенными скоростями в 2-3 раза больше, чем для аппаратов, подлетающих по энергетически оптимальным траекториям ($V_0 \approx 6$ км/сек). Увеличение максимальной перегрузки на траектории снижения КА в свою очередь требует пересмотра прочностных характеристик элементов конструкции КА и, как правило, приводит к их утяжелению.

Рассмотрим задачу минимизации максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости $\min V_k$. Для типичных значений $P_x, K_6, h_\pi, V_0, h_{\text{доп}}$ (6.28) максимум продольной перегрузки при граничном управлении ($K_{\text{эф}} = +K_6$) наступает всегда до момента выравнивания траектории ($\theta = 0$). Если $t < t_1$, максимум единствен. Было показано [97], что если $V^{(1)}$ больше первой космической скорости, то под влиянием граничных условий при $t = t^{(1)}$ минимальное значение максимальной перегрузки будет обеспечиваться при двухразовой пере-
кладке эффективного качества:

$$K_{\text{эф}} = +K_6, -K_6, +K_6.$$

Из численного анализа следует, что структура оптимального управления сохраняется и при меньших значениях $V^{(1)}$.

Для сравнения были получены оценки наибольших значений перегрузок, возможных при выполнении условий касания при $t = t^{(1)}$ и достигаемых при однократном переключении:

$$K_{\text{эф}} = +K_6, -K_6.$$

Результаты расчетов приведены на рис. 6.10, где показано парциальное влияние параметров $P_x, K_6, h_\pi, V_0, h_{\text{доп}}$ на $\min (n_{x \max})$ и $\max (n_{x \max})$ при найденных законах управления. Видно, что при увеличении V_0 , а также при уменьшении K_6, P_x, h_π происходит увеличение $\min (n_{x \max})$ и $\max (n_{x \max})$. Наибольший эффект введения управления, минимизирующего $n_{x \max}$ на траекто-

риях $V_{\text{к min}}$, достигается при скоростях входа, соответствующих ускоренным схемам перелета КЛ. Если при скорости входа $V_0 = 6 \text{ км/сек}$ величина $n_{x \text{ max}}$ может быть

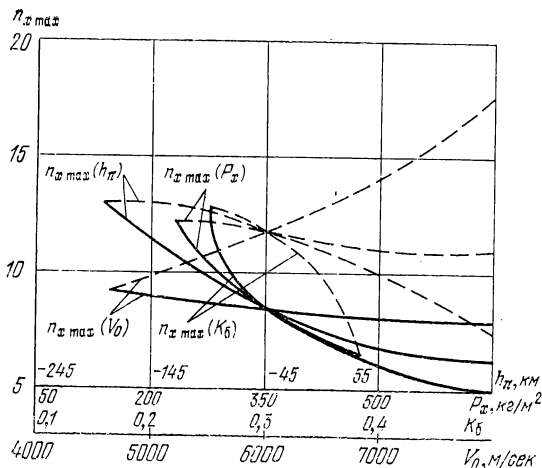


Рис. 6.10. Пределные значения максимальной перегрузки (сплошная линия — $(n_{x \text{ max}})_{\text{min}}$, штриховая — $(n_{x \text{ max}})_{\text{max}}$).

уменьшена на 3-4 единицы по сравнению с $\text{max } (n_{x \text{ max}})$, то при $V_0 = 8,5 \text{ км/сек}$ перегрузки снижаются на 10—12 единиц при входе в коридор $\Delta h_{\pi} \approx \pm 50 \text{ км}$.

Минимизация времени спуска. Рассмотрение этой задачи представляет большой интерес в силу следующих причин. Результаты многочисленных исследований показывают, что для наиболее употребительного в настоящее время способа тепловой защиты КЛ с помощью сублимирующих покрытий минимум массы системы тепловой защиты $m_{\text{т.ш}}$ всегда обеспечивается на траекториях минимального времени спуска $\text{min } t_{\text{ш}}$ (здесь $t_{\text{ш}}$ — полное время спуска на участке основного аэродинамического торможения). Выявленная закономерность позволяет во многих случаях существенно упростить решение задачи выбора траекторий из условия минимальной массы теплозащиты, ибо взаимосвязь минимизируемого функционала $m_{\text{т.ш}}$ и параметров траектории спуска имеет достаточно

сложный вид и, кроме того, для каждого типа теплозащитного материала оказывается различной. Это существенно затрудняет формализацию задачи и требует громоздких вычислений при ее решении. Кроме того, при использовании прямого критерия $\min m_{\text{тзп}}$ затруднен сравнительный анализ эффективности различных видов теплозащитных материалов. Эти трудности во многом устраняются при использовании существенно более простого критерия $\min t_{\text{сп}}$, эквивалентного критерию $\min m_{\text{тзп}}$.

Использование условия $\min t_{\text{сп}}$ позволяет существенно упростить решение задачи об отыскании оптимального закона управления КА и согласовать эту задачу с баллистико-навигационными требованиями к траектории снижения КА в атмосфере Марса.

Итак, требуется определить программу управления $K_{\text{эф}}(t)$, минимизирующую функционал $I = t_{\text{к}}$ при ограничениях на фазовые координаты (3.25), управление (3.17) и краевых условиях

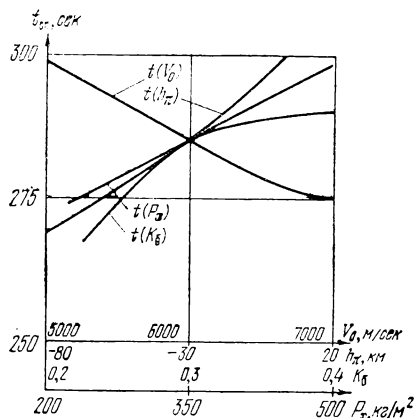
$$\left. \begin{aligned} V(t_0) &= V_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad h(t_0) = h_0; \\ V(t_{\text{к}}) &= V_{\text{к min}}, \quad h(t_{\text{к}}) = h_{\text{к}}, \quad \theta_{\text{к}} \text{ свободно.} \end{aligned} \right\} \quad (6.41)$$

В силу отмеченного выше свойства неединственности траекторий минимальной конечной скорости функционал $I = t_{\text{к}}$ и условия (6.41) на правом конце примут вид $I = t^{(1)}$, $h(t^{(1)}) = h_{\text{к}}$, $\theta(t^{(1)}) = 0$, $V(t^{(1)})$ и $t^{(1)}$ свободны.

Решение краевой задачи показало, что оптимальной программой управления, обеспечивающей минимальное время спуска КА на участке выхода на ограничение, является программа одноразовой переключки эффективного качества: $K_{\text{эф}} = -K_{\text{б}}, \quad +K_{\text{б}}$. На рис. 6.11 показана зависимость $\min t_{\text{сп}}$ от условий входа ($V_0, h_{\text{к}}$) и от параметров КА ($P_{\text{к}}, K_{\text{б}}$). Видно, что при увеличении приведенной нагрузки на лобовую поверхность, высоты условного перигея и аэродинамического качества происходит увеличение $\min t_{\text{сп}}$.

Для сравнения была рассмотрена задача максимизации времени спуска КА на траекториях $V_{\text{к min}}$. Программой управления в этом случае на участке выхода на ограничение является программа двухразового переключения эффективного качества: $K_{\text{эф}} = +K_{\text{б}}, \quad -K_{\text{б}}, \quad +K_{\text{б}}$.

Результаты решения задачи о минимальном времени спуска показывают, что для рассматриваемых диапазонов условий входа и параметров КА выигрыш во времени спуска (а следовательно, в массе тепловой защиты) на траекториях минимальной конечной скорости незначителен и в лучшем случае составляет $10 \div 15$ сек. В то же время разница во времени спуска при движении по верхней и нижней границам коридора входа составляет величину порядка $45\text{--}50$ сек. Отсюда видна неэффективность



Фиг. 6.11. Минимальное время спуска на траекториях минимальной конечной скорости.

оптимизации траекторий минимальной конечной скорости по критерию минимальной массы теплозащиты — по крайней мере для рассматриваемых условий и параметров КА.

Отметим также, что на траекториях, минимизирующих $t_{\text{сп}}$, реализуется максимально возможная перегрузка $\max(n_{x \max})$, а это часто нежелательно.

§ 6.6. ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В рассматриваемой задаче эффективность использования оптимального управления аэродинамическим качеством для спуска КА в атмосфере Марса можно определять величиной конечной скорости, до которой тормозится ап-

парат [28]. Чтобы оценить, в какой степени оптимизация траекторий позволяет уменьшить скорость V_K , целесообразно рассмотреть некоторые упрощенные законы управления КА на траектории. Величина разности конечных скоростей

$$\delta V_K = V_K - V_{K \min}, \quad (6.42)$$

которые достигаются при использовании соответственно простой и оптимальной программ управления КА,

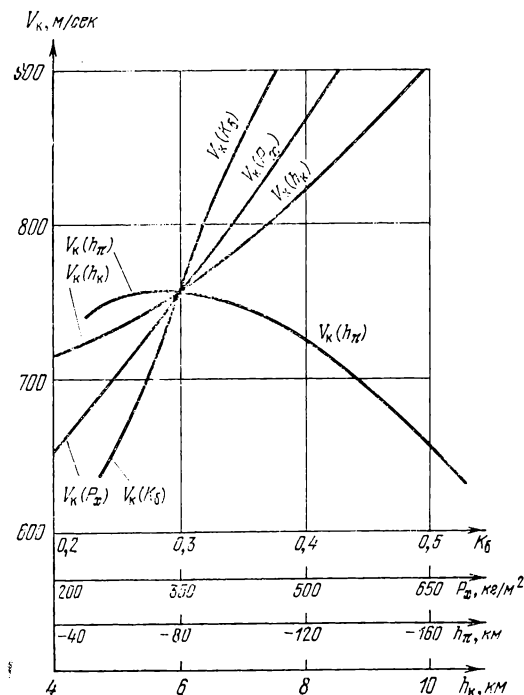


Рис. 6.12. Конечная скорость при полете с постоянным аэродинамическим качеством.

позволяет судить о том, какой из них отдать предпочтение в каждом конкретном случае.

Самым простым для реализации видом управления КА с подъемной силой является спуск с постоянным значением эффективного качества ($K_{эф} = \text{const}$). Рис. 6.12 иллюстри-

рует влияние проектно-баллистических параметров КА (P_x , K_0) и высоты условного перицентра (h_π) на величину конечной скорости при снижении с $K_{\text{эф}} = +K_0$. Варьирование указанных параметров (за исключением h_π) осуществлялось в диапазоне (6.28). Что касается величины h_π , то для каждой программы управления $K_{\text{эф}}$ существует различный допустимый интервал Δh_π , внутри которого может рассматриваться изменение этого параметра. При этом положение одной или обеих границ коридора входа может быть различным в зависимости от используемой программы управления. Наибольшая ширина коридора входа достигается при использовании оптимальной программы управления. В случае применения любой другой, не оптимальной программы происходит уменьшение Δh_π . Имея этот факт в виду, для удобства сравнения эффективности различных программ управления КА будем пользоваться понятием коридора входа, определенного для случая использования оптимальной программы управления.

Рассмотрим зависимости, представленные на рис. 6.12. Видно, что величина конечной скорости существенно зависит от высоты условного перицентра траектории входа. Наименьшее значение величины V_K достигается при движении КА по нижней границе коридора входа. С увеличением высоты условного перицентра величина конечной скорости заметно возрастает, достигая максимума вблизи середины коридора входа, а при дальнейшем увеличении h_π величина V_K незначительно уменьшается. Максимальный разброс величины конечной скорости при движении внутри коридора входа с $K_{\text{эф}} = +K_0$ достаточно велик и составляет $120 \div 150$ м/сек. Например, для рассматриваемых номинальных значений параметров (6.29) при $h_\pi^H = -170$ км имеем $V_K = 625$ м/сек, а при увеличении h_π до -70 км конечная скорость возрастает до максимального значения $V_K = 760$ м/сек. Как и следовало ожидать, увеличение нагрузки на лобовую поверхность P_x приводит к увеличению конечной скорости при использовании программы управления $K_{\text{эф}} = +K_0$. Получающаяся зависимость $V_K(P_x)$ практически не отличается от линейной. Если P_x увеличивается от 350 до 650 кг/м², величина конечной скорости возрастает с 760 до 980 м/сек.

Интересно отметить, что при увеличении K_0 от нуля до некоторого значения K'_0 происходит уменьшение V_K , а за-

тем при дальнейшем возрастании K_6 конечная скорость увеличивается. Подобный эффект влияния K_6 на конечную скорость легко объясняется, если рассмотреть характер изменения параметров V и h на траектории спуска. Оказывается, что при спуске КА с постоянным значением аэродинамического качества, как и при оптимальном управлении, наблюдается маневр типа «горки». При этом с увеличением аэродинамического качества K_6 минимальная высота рикошета траектории $h_{\min}$ и максимальная высота «горки» $h_{\max}$ возрастают. В этом случае на величину конечной скорости оказывают противоположное влияние два фактора:

- увеличение V_K за счет движения КА в верхних, более разреженных слоях атмосферы;

- уменьшение V_K за счет большей длительности полета в целом.

В случае $K_6 < K'_6$ второй фактор оказывает решающее влияние на V_K , а при $K_6 > K'_6$ — первый фактор. Этим и объясняется отмеченный выше характер зависимости $V_K(K_6)$.

Анализ траекторий спуска с $K_{\text{эф}} = \text{const}$ позволяет оценить эффективность оптимального управления. Сравнивая зависимости, представленные на рис. 6.8 и 6.12, легко видеть, что для КА с заданными характеристиками наибольший эффект достигается в случае полета КА вблизи середины коридора входа, а наименьший — при движении вблизи нижней границы. Эффект использования оптимального управления возрастает с ростом K_6 , увеличение же P_x слабо влияет на величину вариаций конечной скорости. Программа полета КА с $K_{\text{эф}} \equiv +K_6$, используемая для сравнения с оптимальным управлением, обладает несомненным достоинством простоты, однако дает очень большой разброс по сравнению с оптимальным управлением. Для уменьшения разброса целесообразно рассмотреть возможности использования других программ управления, также достаточно простых по структуре.

Проведенные исследования показали, что в качестве такой программы управления может быть использована программа, предполагающая одно переключение эффективного качества. На рис. 6.13 представлены зависимости конечной скорости от нагрузки на лобовую поверхность

в случае оптимального управления и при использовании программы одного переключения. Сравнение этих данных с приведенными на рис. 6.12 показывает, что программа одноразового переключения позволяет весьма существенно снизить величину V_K . Так, для рассмотренного выше примера КА с $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $K_6 = 0,3$ и $h_{\text{доп}} = 6 \text{ км}$ величина конечной скорости может быть уменьшена по

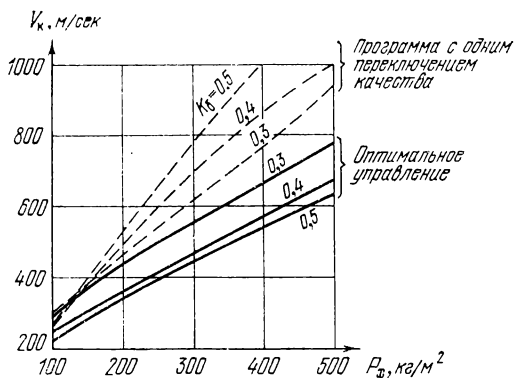


Рис. 6.13. Конечная скорость при оптимальном управлении и использовании программы с одним переключением эффективного качества ($h_K = 6 \text{ км}$).

сравнению с программой $K_{\text{эф}} = \text{const}$ дополнительно еще на 43 м/сек .

Необходимо отметить, что программа одноразового переключения для аппаратов с малыми значениями P_x и K_6 является оптимальной и реализует абсолютный минимум конечной скорости. При увеличении P_x и K_6 использование этой программы не дает оптимального решения. В каждом конкретном случае необходимо оценить массу СМП и массу системы управления спуском, а также надежность работы этих систем, прежде чем отдать предпочтение простому или сложному алгоритму управления спуском.

Сопоставляя результаты, полученные для субоптимальных и оптимальных траекторий при различных значениях P_x , можно утверждать, что выбор рациональной схемы спуска существенным образом зависит от значений P_x . При малых P_x ($P_x < 150 \text{ кг/м}^2$) можно использовать траектории с постоянным углом крена, при средних зна-

чениях P_x (от 150 до 300 кг/м²) — траектории спуска с одним переключением $K_{эф}$, а при больших P_x ($P_x > 300$ кг/м²) следует применять траектории с оптимальным управлением (два переключения $K_{эф}$).

§ 6.7. О ГРАНИЦАХ ПРИМЕНИМОСТИ КРИТЕРИЯ МИНИМУМА КОНЕЧНОЙ СКОРОСТИ

Оптимальное управление, полученное в результате решения задачи из условия $\min V_K$ при свободном θ_K , обеспечивает абсолютный минимум конечной скорости

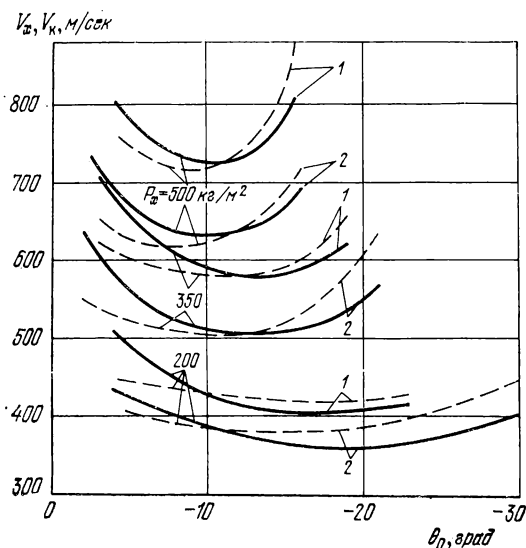


Рис. 6.14. Величина скорости в конце участка аэродинамического торможения ($h_K = 6$ км) и затраты характеристической скорости для обеспечения мягкой посадки ($h_K^* = 0$). (Сплошные линии — зависимость V_K (θ_K); штриховые — зависимость $V_{\text{хар}}$ (θ_K); кривые 1 — КА с $K_0 = 0,3$; кривые 2 — КА с $K_0 = 0,5$.)

для КА с заданными параметрами. Этот важный вывод необходимо иметь в виду при дальнейшем анализе, ибо априори ясно, что введение дополнительного условия по конечному значению θ_K должно привести к увеличению V_K при прочих равных условиях [34]. Рассмотрим рис. 6.14,

где для аппаратов с величиной аэродинамического качества $K_0 = 0,3$ и $0,5$ представлены зависимости минимальной конечной скорости спуска $V_{k \min}$ от угла θ_k наклона траектории к местному горизонту на конечной высоте $h_k = 6$ км для различных значений приведенной нагрузки на лобовую поверхность P_x . Заметим, что для КА с другими значениями K_0 и h_k качественная картина остается без изменения. Для удобства анализа выделим два класса КА в зависимости от нагрузки на лобовую поверхность: 1-й класс $P_x > 2000$ кг/м², 2-й класс $P_x \leq 2000$ кг/м².

Выше было показано, что с увеличением P_x конечная скорость V_k увеличивается, а угол θ_k асимптотически приближается к нулю, достигая его для аппаратов с большим значением приведенной нагрузки на лобовую поверхность P_x .

Таким образом, для КА с $P_x > 2000$ кг/м² доказательство соответствия критерия $\min V_k$ условию (6.1) достаточно тривиально, ибо оптимальное управление по этому критерию одновременно обеспечивает и нулевые значения угла наклона траектории к местному горизонту в конце полета, т. е. полное выполнение условия (6.1).

Рассмотрим теперь второй случай, когда $P_x \leq 2000$ кг/м². Данные, представленные в главе 4, а также на рис. 6.3, показывают, что условие $\min V_k$ обеспечивается для аппаратов второго типа только при $\theta_k < 0$. Это объясняется структурой оптимального управления и характером соответствующих оптимальных траекторий, отличающихся тем, что КА после достижения некоторой глубины погружения либо сразу осуществляет маневр схода внутрь допустимой области фазовых координат, либо сначала движется по ограничению (изовысотный участок полета), а в некоторый, строго определенный момент времени осуществляет сход с ограничения внутрь допустимой области фазовых координат. От момента схода с ограничения аппарат движется с максимальным значением аэродинамического качества (т. е. осуществляет маневр типа «горки»). Для удовлетворения второго из условий (6.1), т. е. для уменьшения угла $|\theta_k|$, следует с момента выхода на ограничение осуществлять изовысотный полет или стремиться оттянуть момент схода, т. е. срезать «горку» и тем самым уменьшить $|\theta_k|$. Однако такие действия при-

водят к увеличению конечной скорости V_K , и следует искать компромиссное решение между V_K и θ_K , чтобы добиться наилучших результатов по минимуму массы системы мягкой посадки.

Рассмотрим второй предельный случай, когда необходимо обеспечить в первую очередь условие $\theta_K = 0$ при произвольном значении V_K . Согласно представленным на рис. 6.14 зависимостям $V_K(\theta_K)$, в этом случае резко возрастает величина конечной скорости V_K , что полностью уничтожает эффект уменьшения $|\theta_K|$. Следовательно, с точки зрения выполнения критерия $\min m_{pc}$ не существует никакого промежуточного решения по V_K , отличающегося от $V_{K \min}$ и $|\theta_K|$, ведущего к выигрышу в потребной массе СМП.

Сделанный вывод полностью подтверждается результатами решения задачи определения оптимального управления КА из условия минимума характеристической скорости КА. Как отмечалось в главе 4, величина характеристической скорости однозначно определяет потребные запасы топлива, а следовательно, и массу реактивной СМП. Именно поэтому и представляет интерес сравнить результаты исследований оптимальных траекторий по критерию $\min V_K$ и минимизации характеристической скорости, потребной для окончательного торможения, т. е. обеспечения мягкой посадки КА ($\min V_x$). Постановка последней задачи аналогична изложенной в работе [84] и поэтому подробно здесь не рассматривается. Приведены лишь численные результаты, полученные при тех же исходных данных и ограничениях, как и в случае использования критерия $\min V_K$ (см. рис. 6.14). Сравнение зависимостей $V_x(\theta_K)$ и $V_K(\theta_K)$ показывает почти полное совпадение их минимальных значений. Зависимость характеристической скорости V_x от угла наклона θ_K траектории к местному горизонту на высоте h_K имеет более пологий, т. е. менее выраженный экстремум. Последнее объясняется зависимостью потребной энергетики на активное торможение не только от V_K , но и от θ_K .

Таким образом, показано, что *удовлетворение критерия $\min V_K$ на участке аэродинамического торможения обеспечивает минимальную массу реактивной СМП.* В этом смысле указанный критерий является универсальным для данного типа СМП.

§ 6.8. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТЬЮ СПУСКА КА С БОЛЬШИМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

Постановка задачи

По мере усложнения целей и задач космических полетов к Марсу будут, очевидно, изменяться требования к схеме и конструкции спускаемых КА. В связи с этим представляет интерес изучение проблемы мягкой посадки на поверхность Марса КА планирующего типа, обладающих аэродинамическим качеством $K_{\max} > 0,7$. Здесь в первую очередь имеются в виду КА с несущим корпусом, у которых величина $K_{\max}$ не превышает 1,5, и аппараты самолетной формы, имеющие гиперзвуковое аэродинамическое качество порядка 2,5.

Основные преимущества КА планирующего типа общеизвестны. Это прежде всего:

- возможность максимального облегчения режима перегрузки (максимальная «комфортабельность» спуска);
- большие маневренные возможности не только в продольном, но и в боковом направлении;
- возможность выбора траектории с целью уменьшения интенсивности нагрева КА;
- возможность в широких пределах выбирать точку посадки на поверхности Марса при нерасчетных условиях входа в атмосферу;
- расширение коридора входа;
- возможность реализации разного рода оптимальных траекторий и многие другие.

Вместе с тем известны и огромные трудности создания КА подобного типа (часть из которых указана в главе 3), преодоление которых требует принципиально новых решений в различных областях науки и техники и больших материальных затрат [12, 35, 43—45, 54, 77, 82, 91, 96, 98—100].

В ближайшем будущем КА планирующего типа будут реализованы для земных транспортных космических систем, но их применение экономически будет оправдано лишь в случае многократного использования [77, 100]. Логично предположить, что после того, как будут созданы подобные КА для посадки на Землю, применение их для

спуска в атмосферах других планет не будет столь проблематичным, хотя на настоящем этапе развития космической техники систематические исследования КА планирующего типа для спуска в атмосфере Марса практически не ведутся.

В первую очередь необходимо рассмотреть возможность «мягкой» посадки подобных КА. В частности, исследуем задачу об отыскании оптимальной траектории спуска КА планирующего типа из условия минимума конечной скорости спуска. Предварительно отметим некоторые исходные предпосылки, которые используются при решении этой задачи.

Аэродинамические характеристики КА. Как известно, аэродинамические силы, действующие на КА, определяются его формой, характером обтекания, типом пограничного слоя и т. п. В настоящее время известно большое количество возможных форм КА планирующего типа

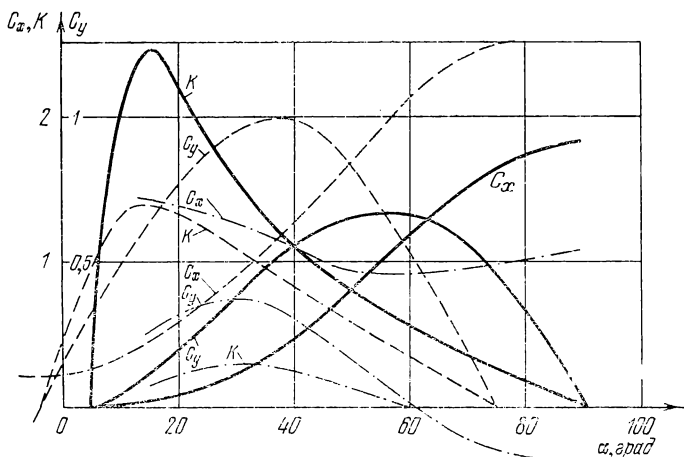


Рис. 6.15. Аэродинамические характеристики для аппаратов разной конфигурации (сплошная линия — космический самолет ($K_{\max} = 2,4$), штриховая — КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$), штрих-пунктирная — КА скользящего типа ($K_{\max} = 0,32$; α следует считать отрицательным).

[3]. Для определенности рассмотрим две конкретные формы аппаратов с несущим корпусом и КА самолетного типа. Аэродинамические характеристики для этих КА приведены на рис. 6.15. Следует отметить, что конкретизация

аэродинамических характеристик для других форм КА не влияет на качественные выводы при решении задачи мягкой посадки КА, а приводит лишь к некоторому изменению количественных характеристик.

При анализе вопросов динамики спуска КА планирующего типа желательно иметь аналитические выражения зависимостей аэродинамических коэффициентов C_x и C_y от угла атаки α . В работе [3] отмечается, что при малых углах атаки ($\alpha \leq 15 \div 20^\circ$) для КА планирующего типа с большой величиной аэродинамического качества зависимости $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ могут быть приближенно представлены в виде

$$C_y = C_{y0} + C_y^x \alpha^m, \quad (6.43)$$

$$C_x = C_{x0} + B C_y^n, \quad (6.44)$$

где $m = 2$, $n = 3/2$.

При больших углах атаки вместо выражений (6.43) и (6.44) следует использовать соотношения

$$C_x = C_{x0} + B_1 \sin^3 \alpha, \quad (6.45)$$

$$C_y = A_1 \sin^2 \alpha \cos \alpha. \quad (6.46)$$

Конкретные значения коэффициентов C_{x0} , C_y^x , B , A_1 , B_1 в зависимости от числа Маха можно найти, например, в работе [3].

Представление зависимостей аэродинамических характеристик КА от угла атаки в виде четырех аналитических соотношений типа (6.43) — (6.46) не совсем удобно при решении задач динамики спуска КА. Проведенные исследования показали, что для рассматриваемых форм аппаратов аэродинамические характеристики с достаточной степенью точности могут быть аппроксимированы следующими двумя аналитическими зависимостями:

$$C_x(\alpha) = 0,2 + 2,3 \sin^2(1,125 \alpha + 5,625^\circ), \quad (6.47)$$

$$C_y(\alpha) = -0,1 + 2,3 \sin(1,125 \alpha + 5,625^\circ) \times \\ \times \cos(1,125 \alpha + 5,625^\circ) \quad (6.48)$$

для КА типа несущий корпус и

$$C_x(\alpha) = 1,8 \sin^2(\alpha - 5^\circ), \quad (6.49)$$

$$C_y(\alpha) = 1,3 \sin(\alpha - 5^\circ) \cos(\alpha - 5^\circ) \quad (6.50)$$

для космического самолета. Здесь α — угол атаки в градусах.

Способ управления. Возможны три способа управления КА планирующего типа при спуске в атмосфере:

— с помощью изменения угла крена $\gamma = \text{var}$ при полете с постоянным значением угла атаки $\alpha = \alpha_6$;

— с помощью изменения угла атаки $\alpha = \text{var}$ при полете с постоянным значением угла крена;

— совместным изменением угла крена и угла атаки.

Для КА скользящего типа был рассмотрен первый из указанных способов управления и определены оптимальные законы управления углом крена при решении ряда задач оптимизации траекторий, в том числе и задачи о минимуме конечной скорости спуска. Найденные законы управления остаются справедливыми и для планирующих аппаратов типа несущий корпус или космический самолет. Поэтому основное внимание будет уделено анализу оптимальных траекторий спуска, на которых управление КА осуществляется либо с помощью угла атаки, либо совместным изменением углов крена и атаки.

При анализе траекторий спуска КА, управляемых изменением угла атаки, принимается, что величина угла крена имеет постоянное значение $\gamma_{\text{пост}}$. Из опыта решения баллистико-навигационных задач для типичных аппаратов, управляемых путем изменения угла атаки (например, управление самолетом), а также из результатов решения задачи о $V_{\text{K min}}$ для КА, управляемых изменением угла крена, можно установить, что постоянный угол крена целесообразно принять равным нулю ($\gamma_{\text{пост}} \equiv 0$).

Анализ траекторий спуска КА с большим значением аэродинамического качества, управляемых только изменением угла крена, следует проводить в предположении постоянства угла атаки ($\alpha_6 = \text{const}$). При этом выбор конкретного значения α_6 в каждом отдельном случае должен осуществляться путем проведения специальных исследований.

При исследовании баллистико-навигационных проблем спуска КА, управляемых изменением угла крена, в качестве основных проектных параметров рассматриваются аэродинамическое качество K_6 и приведенная нагрузка на лобовую поверхность $P_x = m_{\text{КА}}/(C_x S_M)$, относительно которых делается предположение об их посто-

янности на траектории спуска. При управлении изменением угла атаки такое допущение невозможно и целесообразно в качестве проектно-баллистических характеристик КА использовать максимальное аэродинамическое качество $K_{\max}$ и нагрузку на лобовую поверхность $P_S = m_{\text{КА}}/S_m$.

Так, для КА с несущим корпусом величина $K_{\max} = 1,5$, а для космического самолета $K_{\max} = 2,4$.

Необходимо сделать следующее замечание. Для КА скользящего типа и КА с несущим корпусом в качестве характерной площади обычно берется площадь миделевого сечения, а для КА самолетной формы — площадь аппарата в плане (или площадь крыла). Эти параметры наиболее полно отражают несущие свойства соответствующих форм КА. Для удобства исследований сделано условное предположение о равенстве площади миделевого сечения для КА всех форм. Это следует иметь в виду при рассмотрении КА самолетной формы ($K_{\max} = 2,4$), для которого отношение площади крыла к площади миделя в рассматриваемом примере (см. рис. 6.15) равно 6,5.

Граничные условия и ограничения. Как и ранее, будем предполагать, что КА осуществляет вход в атмосферу Марса с заданными начальными условиями

$$t = t_0, \quad V(t_0) = V_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad h(t_0) = h_0. \quad (6.51)$$

В конце траектории спуска фазовые координаты в общем случае должны удовлетворять следующим условиям:

$$t = t_K, \quad V_K \text{ минимальна}, \quad h = h_K, \quad \theta(t_K) \text{ свободно}. \quad (6.52)$$

Для выявления наибольших возможностей по аэродинамическому торможению аппаратов планирующего типа будем считать, что ограничения на величину аэродинамического нагрева и перегрузку отсутствуют, а действует лишь одно ограничение на фазовые координаты КА — по высоте полета КА (3.25). Будем также предполагать, что углы крена и атаки могут изменяться в диапазонах

$$0 \leq \gamma \leq 180^\circ. \quad (6.53)$$

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}. \quad (6.54)$$

где $\alpha_{\min} = -5^\circ$, $\alpha_{\max} = 75^\circ$ для КА с несущим корпусом; $\alpha_{\min} = 5^\circ$, $\alpha_{\max} = 90^\circ$ для космического самолета. Переключение величин углов крена и атаки с одного значения на другое будем полагать мгновенным.

Формулировка задачи. Для КА, движение которого описывается системой дифференциальных уравнений (3.20), требуется определить такой закон управления изменением угла атаки (или совместного изменения углов крена и атаки), который обеспечивает минимум функционалу $I = V_K$ при выполнении условий (6.51), (6.52) и ограниченный (3.25), (6.53) и (6.54).

Минимизация конечной скорости спуска

Решение экстремальных задач для КА, управляемых изменением угла атаки, имеет ту особенность, что найденные оптимальные законы управления для какого-либо КА с конкретными аэродинамическими характеристиками не являются универсальными в том смысле, что они не могут быть использованы для других КА, имеющих отличающиеся аэродинамические характеристики. Именно поэтому для каждого КА необходимо решать экстремальную задачу заново. Учитывая это, рассмотрим отдельно задачи об отыскании оптимального закона управления изменением угла атаки из условия $\min V_K$ для КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$) и для космического самолета ($K_{\max} = 2,4$).

а) Оптимальное управление конечной скоростью спуска КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$).

Необходимые условия оптимальности. Составим гамильтониан

$$H = \psi_1 \frac{dV}{dt} + \psi_2 \frac{d\theta}{dt} + \psi_3 \frac{dh}{dt}. \quad (6.55)$$

Учитывая (3.20), преобразуем выражение (6.55) к виду

$$\begin{aligned} H = & -\psi_1 \frac{S_{M^0} V^2}{2m_{\Gamma A}} C_x - \psi_1 g \sin \theta - \psi_2 \frac{S_{M^0} V}{2m_{\Gamma A}} C_y^2 \cos \gamma - \\ & - \psi_2 \frac{g \cos \theta}{V} + \psi_2 \frac{V \cos \theta}{R + h} + \psi_3 V \sin \theta. \end{aligned} \quad (6.56)$$

Запишем уравнения сопряженных переменных при $v(t) < 0$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \frac{VC_x(\alpha)\rho S_M}{m_{KA}}\psi_1 - \\ &\quad - \frac{C_y(\alpha)\rho S_M \cos \gamma}{2m_{KA}}\psi_2 - \frac{\cos \theta}{R+h}\psi_2 - \\ &\quad - \frac{g \cos \theta}{V^2}\psi_2 - \sin \theta \psi_3, \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = g \cos \theta \psi_1 - \\ &\quad - \frac{g \sin \theta}{V}\psi_2 + \frac{V \sin \theta}{R+h}\psi_2 - V \cos \theta \psi_3, \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} = -\frac{C_x(\alpha)V^2 S_M}{2m_{KA}}\rho_0 \beta e^{-\beta h} \psi_1 + \\ &\quad + \frac{C_y(\alpha)VS_M \cos \gamma}{2m_{KA}}\rho_0 \beta e^{-\beta h} \psi_2 + \frac{V \cos \theta}{(R+h)^2}\psi_2 - \\ &\quad - \frac{2\mu \sin \theta}{(R+h)^3}\psi_1 - \frac{2\mu \cos \theta}{V(R+h)^3}\psi_2. \end{aligned} \right\} \quad (6.57)$$

Необходимым условием минимума функционала $V(t_K)$ является условие максимума функции H по управлению [79]. Учитывая (6.47) и (6.56), запишем необходимое условие экстремума в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \alpha} &= -2,3 \sin(2,25\alpha + 11,25^\circ) \cdot 1,125 \frac{\rho V^2 S_M}{2m_{KA}} \psi_1 + \\ &\quad + 2,59 \cos(2,25\alpha + 11,25^\circ) \frac{\rho V S_M \cos \gamma}{2m_{KA}} \psi_2 = 0. \end{aligned}$$

Отсюда следует

$$\alpha = \left[-5,625^\circ + \arctg \left(-\frac{V\psi_1}{|\psi_2|} + \sqrt{\frac{V^2\psi_1^2}{\psi_2^2} + 1} \right) \right] \cdot 0,889. \quad (6.58)$$

Определим закон управления углом атаки при полете на постоянной высоте. Учитывая (6.19), получим

$$\begin{aligned} \alpha^{\text{крп}} &= 0,44 \left\{ -11,25^\circ + \arcsin \left[\frac{1,74m_{KA}}{\rho V S_M} \times \right. \right. \\ &\quad \times \left. \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) + 0,087 \right] \right\}. \quad (6.59) \end{aligned}$$

Уравнения сопряженных переменных при движении по изовысоте имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} + \Lambda \frac{\partial \varphi}{\partial V}, \\ \frac{d\psi_2^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} + \Lambda \frac{\partial \varphi}{\partial \theta}, \\ \frac{d\psi_3^{\text{орп}}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} + \Lambda \frac{\partial \varphi}{\partial h}, \end{aligned} \right\} \quad (6.60)$$

где

$$\Lambda = \frac{\partial H}{\partial \alpha} \bigg/ \frac{\partial \varphi}{\partial \alpha}, \quad \varphi = \frac{d^2 h}{dt^2} = \frac{d\nu}{dt^2}.$$

С учетом соотношений

$$\nu = h_{\text{доп}} - h, \quad \dot{\nu} = \dot{h} = V \sin \theta$$

определим

$$\begin{aligned} \varphi = \ddot{\nu} &= -\frac{V^2 C_x \rho S_M}{2m_{\text{КА}}} \sin \theta - g \sin^2 \theta + \\ &+ \frac{C_y \rho V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \cos \theta - g \cos^2 \theta + \frac{V^2}{R+h} \cos^2 \theta, \end{aligned} \quad (6.61)$$

откуда

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varphi}{\partial V} &= -\frac{VC_x \rho S_M}{m_{\text{КА}}} \sin \theta + \frac{VC_y \rho S_M \cos \gamma}{m_{\text{КА}}} \cos \theta + \frac{2V}{R+h} \cos^2 \theta, \\ \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} &= -\frac{C_x \rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \cos \theta - \frac{C_y \rho V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \sin \theta - \frac{V^2}{R+h} \sin 2\theta, \\ \frac{d\varphi}{dh} &= \frac{C_x V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \sin \theta \rho_0 e^{-\beta h} \beta + \frac{2\mu}{(R+h)^3} - \\ &\quad - \frac{C_y V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \cos \theta \rho_0 e^{-\beta h} \beta - \frac{V^2 \cos^2 \theta}{(R+h)^2}, \\ \frac{d\varphi}{d\alpha} &= -\frac{\rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \sin \theta \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} + \frac{\rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \cos \theta \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}, \\ \frac{\partial H}{\partial \alpha} &= -\frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \frac{\rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \psi_1 + \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \frac{\rho V S_M}{2m_{\text{КА}}} \psi_2. \end{aligned}$$

Учитывая, что на изовысотном участке $\theta = 0$ получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \Phi}{\partial V} &= \frac{VC_y \rho S_M \cos \gamma}{m_{\text{КА}}} + \frac{2V}{R+h}, \\ \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} &= -\frac{C_x \rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}}, \\ \frac{\partial \Phi}{\partial h} &= -\frac{C_y V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \beta + \frac{2\mu}{(R+h)^3} - \\ &\quad - \frac{V^2}{(R+h)^2}, \end{aligned} \right\} \quad (6.62)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \Phi}{\partial \alpha} &= \frac{\rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}, \\ \Lambda = \frac{\partial H}{\partial \alpha} \Big/ \frac{\partial \Phi}{\partial \alpha} &= -\frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 + \frac{\psi_2}{V}, \\ \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial V} &= -\frac{VC_y \rho S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 - \\ &\quad - \frac{2V}{R+h} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 + \frac{C_y \rho S_M \cos \gamma}{m_{\text{КА}}} \psi_2 + \frac{2}{R+h} \psi_2, \\ \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} &= \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 \frac{C_x \rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} - \frac{C_x \rho V S_M}{2m_{\text{КА}}} \psi_2, \\ \Lambda \frac{\partial \Phi}{\partial h} &= \frac{C_y V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \beta \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 - \\ &\quad - \frac{C_y V S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \beta \psi_2 - \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 + \\ &\quad + \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\psi_2}{V} + \frac{V^2}{(R+h)^2} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1 - \frac{V}{(R+h)^2} \psi_2. \end{aligned} \right\} \quad (6.63)$$

Учитывая (6.62) и (6.63), получим при $v = 0$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1^{\text{орп}}}{dt} &= \frac{VC_x \rho S_M}{m_{\text{КА}}} \psi_1^{\text{орп}} - \frac{C_y \rho S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \psi_2^{\text{орп}} - \\ &\quad - \frac{\psi_2^{\text{орп}}}{R+h} - \frac{g}{V^2} \psi_2^{\text{орп}} - \frac{VC_y \rho S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} - \\ &\quad - \frac{2V}{R+h} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} + \frac{C_y \rho S_M \cos \gamma}{m_{\text{КА}}} \psi_2^{\text{орп}} + \frac{2}{R+h} \psi_2^{\text{орп}}, \end{aligned} \right\} \quad (6.64)$$

$$\begin{aligned}
\frac{d\psi_2^{\text{орп}}}{dt} &= g\psi_1^{\text{орп}} - V\psi_3^{\text{орп}} + \\
&\quad + \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} \frac{C_x \rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} - \frac{C_x \rho V S_M}{2m_{\text{КА}}} \psi_2^{\text{орп}}, \\
\frac{d\psi_3^{\text{орп}}}{dt} &= - \frac{C_x V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 \beta e^{-\beta h} \psi_1^{\text{орп}} + \\
&\quad + \frac{C_y V S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \psi_2^{\text{орп}} + \frac{V}{(R+h)^2} \psi_2^{\text{орп}} - \\
&\quad - \frac{2\mu}{V(R+h)^3} \psi_2^{\text{орп}} + \frac{C_y V^2 S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \beta \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} - \\
&\quad - \frac{C_y V S_M \cos \gamma}{2m_{\text{КА}}} \rho_0 e^{-\beta h} \beta \psi_2^{\text{орп}} - \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} + \\
&\quad + \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\psi_2^{\text{орп}}}{V} + \frac{V^2}{(R+h)^2} \frac{\partial C_x}{\partial C_y} \psi_1^{\text{орп}} - \\
&\quad - \frac{V}{(R+h)^2} \psi_2^{\text{орп}}.
\end{aligned} \tag{6.64}$$

В момент выхода на ограничение сопряженные переменные скачком меняют свою величину в соответствии с (6.22).

Анализ уравнений (6.60) — (6.64) показывает, что выведение КА на режим горизонтального полета может проходить по различным траекториям без нарушения заданной цели управления, т. е. при минимальном значении конечной скорости спуска. Следовательно, как и при управлении посредством изменения угла крена, имеет место свойство неединственности оптимальных траекторий. В этом случае решение задачи из условия $\min V_K$ достаточно проводить лишь на участке движения КА внутри допустимой области фазовых координат после схода с ограничения. Тогда граничные условия для левого конца траектории запишутся в виде

$$V(t_1) \text{ свободно, } \theta(t_1) = 0, \quad h(t_1) = h_{\text{доп}}, \quad \psi_1 = 0, \tag{6.65}$$

а для правого в виде

$$h(t_K) = h_K, \quad V(t_K) \text{ и } \theta(t_K) \text{ свободны,} \tag{6.66}$$

$$\psi_1(t_K) = -1, \quad \psi_2(t_K) = 0, \quad \psi_3(t_K) \text{ свободно.} \tag{6.67}$$

Условия (6.65)—(6.67) определяют совместно с (3.20), (6.57) двухпараметрическую двухточечную краевую задачу.

Численные результаты. Существенное упрощение поставленной задачи, связанное с учетом свойства неединственности оптимальных траекторий, приводит к тому, что краевая задача быстро сходится даже при использовании обычного метода последовательного перебора. Для

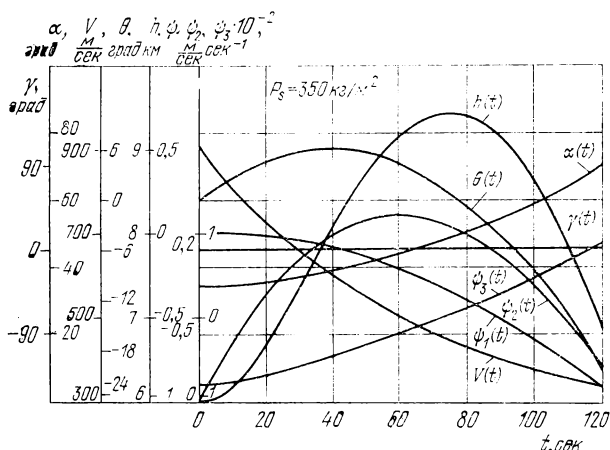


Рис. 6.16. Параметры оптимальной траектории спуска при управлении посредством изменения угла атаки ($\gamma = 0$).

примера на рис. 6.16—6.18 представлены зависимости изменения фазовых координат, сопряженных переменных и угла атаки от времени спуска при оптимальном управлении для КА с различными значениями нагрузки на лобовую поверхность $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$, 800 кг/м^2 и 1200 кг/м^2 на участке схода с ограничения. Видно, что во всех случаях характер изменения угла атаки от времени спуска аналогичен, а именно угол α монотонно возрастает после схода с ограничения и достигает максимума в конце траектории спуска. При этом оказывается, что изменение угла атаки происходит в ограниченном диапазоне: от $\alpha_{\min}$, соответствующего $C_{y \max}$, до α , отвечающего условию $K = 0$ (независимо от величины P_S). В частности, для КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$) управление углом атаки на оптимальных траекториях начинается с $\alpha \approx 35^\circ$ и заканчивается при $\alpha \approx 75^\circ$.

б) Оптимальное управление конечной скоростью спуска космического самолета ($K_{\max} = 2,4$). Приведем результаты решения экстремальной задачи определения оптимального закона управления посредством изменения угла атаки для космического самолета.

Уравнения оптимального движения были получены аналогично тому, как это делалось для КА с несущим корпусом.

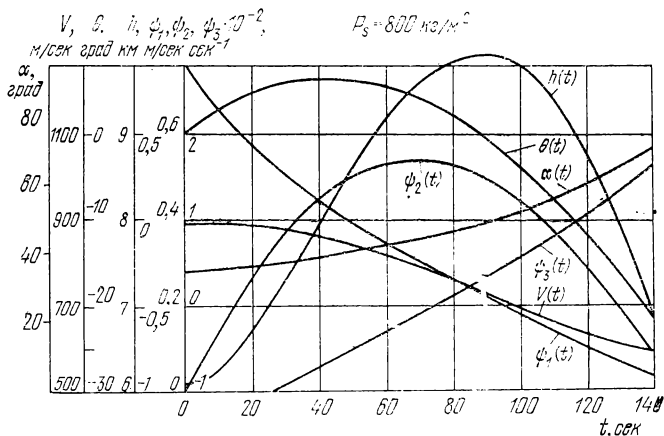


Рис. 6.17. Параметры оптимальной траектории спуска при управлении посредством изменения угла атаки ($\gamma = 0$).

Оптимальный закон управления углом атаки при движении КА внутри допустимой области фазовых координат имеет вид

$$\alpha = 5^\circ + \operatorname{arctg} \left(-1,39 \frac{V\psi_1}{|\psi_2|} + \sqrt{1,9 \frac{V^2\psi_1^2}{\psi_2^2} + 1} \right), \quad (6.68)$$

а на участке движения по ограничению

$$\alpha_{\text{огр}} = 5^\circ + 0,5 \operatorname{arcsin} \left[\frac{3m_{\text{КА}}}{\rho V S_M} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \right]. \quad (6.69)$$

Как и в предыдущем случае, оптимальные траектории, реализующие $\min V_k$ для аппарата с величиной аэродинамического качества $K_{\max} = 2,4$, обладают свойством единственности. Поэтому для получения численных

значений минимальной конечной скорости достаточно решить краевую задачу на участке схода траектории КА после ограничения.

Численные результаты решения краевой задачи показали, что характер изменения угла атаки при оптимальном управлении космическим самолетом ($K_{\max} = 2,4$) аналогичен рассмотренному случаю для КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$). А именно, с увеличением времени полета

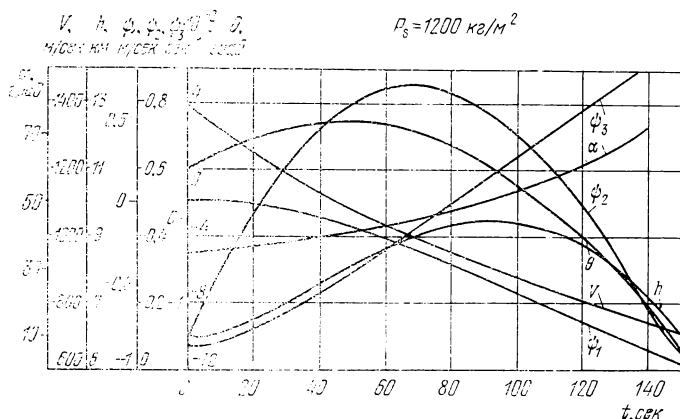


Рис. 6.18. Параметры оптимальной траектории спуска при управлении посредством изменения угла атаки ($\gamma = 0$).

после схода с ограничения происходит возрастание угла атаки, причем $\alpha_{\max} = 90^\circ$ при $t = t_K$. Изменение α начинается с величины $\alpha = \alpha_{\min} \approx 50^\circ$ и соответствует $C_{y \max}$ (см. рис. 6.15).

Итак, результаты решения поставленной экстремальной задачи для КА двух типов (несущий корпус и космический самолет) позволяют выявить структуру оптимальных законов управления углом атаки. При этом оказалось, что, в отличие от КА, управляемых посредством изменения угла крена, знание структуры оптимального закона управления изменением угла атаки α не столь существенно облегчает процедуру нахождения численных значений $\min V_K$ и в каждом конкретном случае (имеются в виду соответствующие значения нагрузки на лобовую поверхность P_S) необходимо решать свою краевую задачу.

Очевидно, при проведении широких проектно-баллистических исследований, требующих анализа большого количества оптимальных траекторий, могут возникнуть трудности, связанные с большими затратами машинного времени. В этом случае представляется целесообразным проведение исследований с целью отыскания более простых законов управления КА, позволяющих, с одной стороны, получить результаты, близкие к оптимальным, а с другой — существенно уменьшить время расчета траекторий спуска

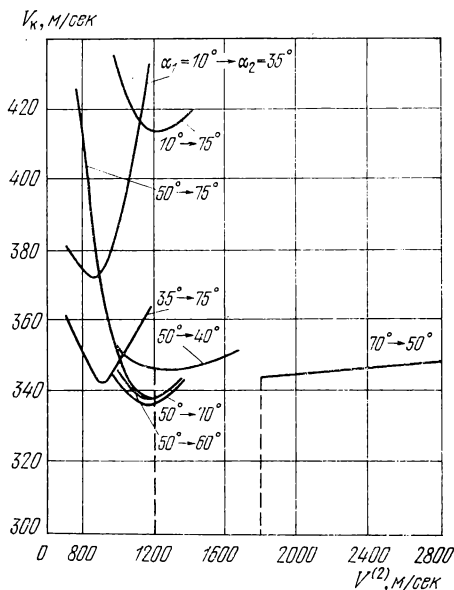


рис. 6.19. Конечная скорость при квазиоптимальном релейном управлении посредством изменения угла атаки ($K_{\text{max}} = 1,5$; $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$).

На рис. 6.19 представлены некоторые результаты исследования квазиоптимальных траекторий спуска при управлении посредством изменения угла атаки. Исследования проводились в классе релейных программ управления изменением угла атаки. При этом оказалось, что наилучшее приближение к оптимальной программе управления независимо от величины P_S дает программа однократного переключения с α_1 на α_2 (максимальная погрешность в

величине конечной скорости составляет $\Delta V_K = 5 \div \div 7 \text{ м/сек}$). Так, для КА с несущим корпусом $\alpha_1 = 50^\circ$, $\alpha_2 = 75^\circ$, а для космического самолета $\alpha_1 = 65^\circ$, $\alpha_2 = 90^\circ$.

Двухканальное управление. При управлении КА путем совместного изменения углов крена и атаки задача об отыскании оптимальной траектории из условия $\min V_K$ решалась с использованием необходимых условий принципа максимума. Проведенные исследования показали, что при таком способе управления выход на ограничение возможен не единственным образом и поэтому минимум конечной скорости определяется только участком движения внутри допустимой области фазовых координат после схода с ограничения.

Уравнения для сопряженных переменных и гамильтониан остаются без изменений и имеют вид (6.56), (6.57), (6.62). Оптимальный закон управления посредством изменения α описывается зависимостями (6.58) для аппарата с $K_{\max} = 1,5$ и (6.68) для аппарата с $K_{\max} = 2,4$, а закон управления изменением угла крена имеет вид

$$\cos \gamma = \sin \psi_2. \quad (6.70)$$

Численное решение краевой задачи показало следующее: если оптимальная траектория содержит участок схода с ограничения, то функция $\psi_2(t)$ на этом участке остается все время положительной независимо от типа и характеристик КА, что соответствует режиму спуска с углом крена $\gamma = 0$. В этом случае оптимальное двухканальное управление $\alpha = \text{var}$, $\gamma = \text{var}$ из условия $\min V_K$ полностью совпадает с рассмотренным выше управлением при использовании одного изменяющегося параметра — угла атаки, а КА во все время полета должен сохранять постоянный угол крена $\gamma = 0$.

Минимизация времени спуска и максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости

Для двух рассматриваемых типов КА, обладающих большим значением аэродинамического качества, проведем исследование, аналогичное приведенному в § 6.5 для КА скользящего типа. Учитывая свойство неединствен-

ности оптимальных траекторий, рассмотрим задачи о массе тепловой защиты КА и о максимальной перегрузке на траекториях $\min V_K$.

Первая из этих задач особенно важна для КА с большим аэродинамическим качеством, так как при их использовании значительно возрастает длительность полета в атмосфере и поэтому аэродинамический нагрев КА может оказаться существенным ограничивающим фактором.

Как известно [3], полное и достаточно точное исследование тепловых режимов по всей поверхности обшивки КА является весьма сложной задачей. Поэтому обычно при задании ограничений на траекторию спуска по аэродинамическому нагреву и выявлении требований к системам теплозащиты используются приближенные соотношения, с помощью которых оценивается интенсивность теплового нагрева для некоторых характерных участков поверхности аппарата. Но даже приближенные соотношения имеют достаточно громоздкий вид и неудобны для анализа оптимальных траекторий спуска. Вместе с тем на первом этапе исследований нет необходимости в количественной оценке величины аэродинамического нагрева КА и достаточно использовать наиболее простой критерий — время спуска КА в атмосфере.

Учитывая свойство неединственности оптимальных траекторий, задачу дополнительной оптимизации траекторий $\min V_K$ будем рассматривать только на участке выхода на ограничение, а участок схода с ограничения будем считать неизменным и обеспечивающим выполнение критерия $\min V_K$.

Управление эффективным качеством. Оптимальная траектория, минимизирующая время спуска при выполнении условия $\min V_K$, для КА, управляемых изменением угла крена (см. § 6.5), состоит из трех участков:

- участка выхода на ограничение, на котором управление осуществляется путем однократного переключения эффективного качества с минимального значения на максимальное ($K_{эф} = K_{\min} \rightarrow K_{\max}$);

- участка движения по ограничению, на котором управление осуществляется однозначно в соответствии с (6.19);

- участка схода с ограничения, на котором полет осуществляется с постоянным значением $K_{эф} = K_{\max}$.

При исследовании траекторий, обеспечивающих минимальное время спуска, будем предполагать, что балансировка КА может осуществляться на любом угле атаки в диапазоне $\alpha_{\min} \leq \alpha_0 \leq \alpha_{\max}$. Время полета КА на каждом из участков, а соответственно и суммарное время спуска будет существенно зависеть от величины α_0 . Учитывая это, проведем анализ каждого из участков оптимальной траектории спуска, обозначив при этом $\Delta t^{(1)}$, $L_{\Sigma}^{(1)}$ время и дальность полета на участке выхода на ограничение, $\Delta t^{(2)}$, $\Delta L^{(2)}$ — время и дальность полета на изовысотном участке, $\Delta t^{(3)}$, $\Delta L^{(3)}$ — время и дальность полета на участке схода с ограничения, $t^{\Sigma} = \Delta t^{(1)} + \Delta t^{(2)} + \Delta t^{(3)}$, $L_{\Sigma}^{(\Sigma)}$ — суммарное время и дальность полета КА и t_{Π} — время переключения.

Таблица 6.1

Характерные параметры оптимальных траекторий спуска
из условия $\min \Delta t^{(1)}$ (КА с несущим корпусом)

α_0 , град	t_{Π} , сек	$\alpha_{\max}$	$\Delta t^{(1)}$, сек	$V^{(1)}$, км/сек	$L_{\Sigma}^{(1)}$, км	$\Delta t^{(2)}$, сек	$V^{(2)}$, км/сек	$\Delta L^{(2)}$, км	$\Delta t^{(3)}$, сек	$\Delta L^{(3)}$, км	$V_{\text{к}} \text{ min}$, км/сек	t^{Σ} , сек	$L_{\Sigma}^{(\Sigma)}$, км
10	58	10	70	4,6	-691	201	1,4	112	166	92	0,94	437	-487
20	57,5	14	68	4	-714	114	1,0	108	151	84	0,71	333	-522
30	57,0	16,4	68	3,2	-720	66	0,9	82	137	70	0,52	271	-568
40	57,6	18,5	70	2,5	-725	41	1,0	55	130	67	0,49	241	-603
50	58	17,5	80	1,8	-711	14	1,25	15	129	72	0,34	223	-624

В табл. 6.1 приведены некоторые численные результаты исследования оптимальных траекторий спуска из условия $\min \Delta t^{(1)}$ для КА с несущим корпусом. Рассматривалась балансировка КА на различных углах атаки α_0 . Из представленных в таблице данных видно, что минимальное время спуска КА на участке выхода на ограничение может составлять 68 ÷ 80 сек. Как и следовало ожидать, время спуска $\Delta t^{(1)}$ существенно зависит от балансирующего угла атаки. При увеличении α_0 происходит сначала убывание времени $\Delta t^{(1)}$ и при некотором $\alpha_0 = \alpha'_0$ функция $\Delta t^{(1)}(\alpha_0)$ достигает минимума. Дальнейшее уве-

лишение α_5 приводит к непрерывному возрастанию времени $\Delta t^{(1)}$. Так, увеличение α_5 с 5° до $\alpha_5' = 25^\circ$ приводит к уменьшению времени $\Delta t^{(1)}$ с 71 до 68 сек, а при увеличении α_5 с 25° до 60° время $\Delta t^{(1)}$ увеличивается с 68 до 99 сек.

Время движения по ограничению ($\Delta t^{(2)}$) также существенно зависит от балансировочного угла атаки, причем меньшим углам атаки соответствует большая длительность полета КА на изовысоте. Например, для рассматриваемого случая (см. табл. 6.1) при $\alpha_5 = 50^\circ$ время движения по ограничению составляет $\Delta t^{(2)} = 14$ сек, а при $\alpha_5 = 10^\circ$ величина $\Delta t^{(2)}$ возрастает до 201 сек.

В табл. 6.1 приведены также данные по 3-му участку оптимальной траектории. Зависимость времени спуска на третьем участке ($\Delta t^{(3)}$) от угла атаки α_5 аналогична зависимости $\Delta t^{(2)}$ (α_5) для случая движения по ограничению, а именно, уменьшение α_5 приводит к возрастанию величины $\Delta t^{(3)}$. Например, при уменьшении α_5 с 50° до 10° величина $\Delta t^{(3)}$ возрастает со 129 до 166 сек.

Итак, численный анализ всех участков оптимальной траектории показывает, что величина балансировочного угла атаки оказывает различное влияние на время полета КА на каждом участке. Чтобы иметь возможность оценить эффективность КА с точки зрения дополнительного улучшения траекторий минимальной конечной скорости спуска по критерию времени, необходимо рассматривать зависимость суммарного времени t^Σ от балансировочного угла атаки. Подобные зависимости приведены на рис. 6.20 для двух типов рассматриваемых КА. Из их рассмотрения следует, что с увеличением α_5 суммарное время спуска уменьшается, причем для КА с несущим корпусом величина $t_{\min}^\Sigma$ при любом значении α_5 примерно на 150 сек меньше, чем для космического самолета!

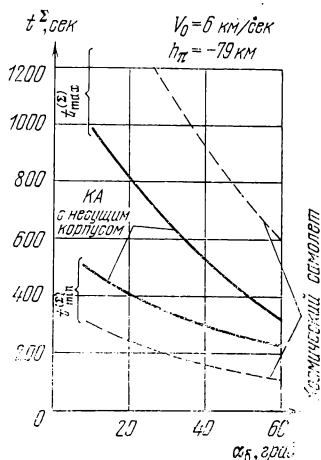


Рис. 6.20. Минимальное и максимальное суммарные времена спуска на траекториях минимальной конечной скорости ($P_S = 350 \text{ кг/м}^2$).

Для сравнения на рис. 6.20 приведены зависимости максимального суммарного времени полета от угла атаки на траекториях $\min V_K$. Отличие этих траекторий от рассмотренных выше заключается в том, что на участке выхода на ограничение управление КА осуществляется путем двухразового переключения $K_{эф}$; при этом выход на ограничение происходит при скорости $V^{(1)} = V^{(2)}$, т. е. участок движения по ограничению отсутствует. Наибольший возможный выигрыш во времени спуска достигается при полете на малых значениях угла атаки. Так, для КА с несущим корпусом величина $\Delta t^\Sigma = t_{\max}^\Sigma - t_{\min}^\Sigma$ составляет примерно 85 сек при $\alpha_0 = 60^\circ$ и ~ 510 сек при $\alpha_0 = 10^\circ$, а для космического самолета $\Delta t^\Sigma \approx 500$ сек при $\alpha_0 = 60^\circ$ и 1120 сек при $\alpha_0 = 20^\circ$ (см. рис. 6.20).

Рассмотрим теперь задачу минимизации максимальной перегрузки на траекториях $\min V_K$. Минимальное значение $n_{x \max}$ реализуется при использовании программы двухразового переключения $K_{эф}$ на участке выведения КА на

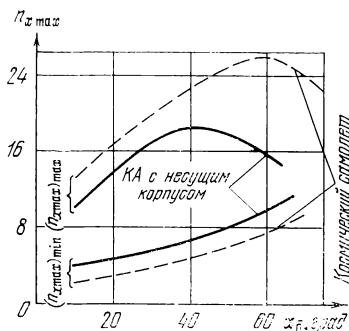


Рис. 6.21. Минимальное и максимальное значения максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости $P_S = 350$ кг/м², $V_0 = 6$ км/сек, $h_\pi = -79$ км.

режим горизонтального полета (см. § 6.5). Некоторые результаты решения этой задачи для КА с несущим корпусом и космического самолета представлены на рис. 6.21. Оказалось, что минимальное значение $n_{x \max}$ существенно зависит от балансирующего угла атаки, причем для обоих типов КА увеличение α_0 приводит к возрастанию $n_{x \max}$.

Можно также отметить, что при использовании КА с большей величиной $K_{\max}$ на траектории спуска реализуются меньшие значения $n_{x \max}$. В частности, при $\alpha_0 = 60^\circ$

для КА с несущим корпусом минимальное значение $n_{x \max}$ составляет 10,2, а для космического самолета 7,5. Для сравнения на рис. 6.21 представлены зависимости наибольшего значения $n_{x \max}$ от балансирующего угла атаки. Видно, что разность $\Delta n_{x \max} = (n_{x \max})_{\max} - (n_{x \max})_{\min}$ мини-

мальна при наибольших и наименьших значениях угла атаки и максимальна при углах атаки, соответствующих $\max C_y$ (см. рис. 6.15). Для КА с несущим корпусом $\Delta n_{x \max}$ составляет 5,75; 12,2; 5,5 при $\alpha_j = 10^\circ, 40^\circ, 60^\circ$ соответственно, а для космического самолета имеем $\Delta n_{x \max} = 15,2; 18,5; 8$ при $\alpha_j = 25^\circ, 60^\circ, 80^\circ$ соответственно.

Таким образом, для двух типов КА с одинаковой величиной P_S при одних и тех же условиях входа (V_0 и h_0) в атмосферу исследована возможность улучшения траекторий минимальной конечной скорости с точки зрения удовлетворения дополнительным критериям минимизации времени спуска и максимальной перегрузки при управлении посредством изменения угла крена. Многочисленные расчеты показали, что качественные выводы, характерные для рассматриваемого случая, остаются в силе и при других значениях P_S , V_0 и h_0 .

Управление с помощью угла атаки. Решение экстремальной задачи для КА, управляемых посредством изменения угла атаки, на участке выхода на ограничение показало (табл. 6.2), что эффект улучшения траекторий минимальной конечной скорости с точки зрения дополнительной минимизации максимальной перегрузки меньше, чем при управлении с помощью изменения угла крена. Так, для рассматриваемых условий входа в атмосферу и нагрузки на лобовую поверхность при одинаковых значениях $V_{\text{крит}}$ минимальная величина $n_{x \max}$ составляет 7,2 для КА с несущим корпусом и 4,9 для космического самолета. Видно, что по сравнению с управлением с помощью изменения угла крена минимальная величина $n_{x \max}$ возросла на 3,3 для КА с несущим корпусом и на 1,2 для космического самолета. То же самое можно сказать и в отношении другого дополнительного критерия — времени спуска. А именно, при использовании для управления угла атаки величина $t_{\min}^{\Sigma}$ незначительно возрастает по сравнению с рассмотренным выше способом управления путем изменения угла крена. Так, для КА с несущим корпусом величина $t_{\min}^{\Sigma} = 229 \text{ сек}$, а для космического самолета $t_{\min}^{\Sigma} = 257 \text{ сек}$. Сравнивая эти цифры с полученными ранее данными для КА, управляемых изменением угла крена, легко видеть, что величина $t_{\min}^{\Sigma}$ практически не изменилась

Таблица 6.2

Оценка эффективности различных способов управления КА

Тип КА	Способ управления	Минимизируемый функционал на участке выхода КА на ограничение	t^{Σ} , сек	$n_{x \max}$
КА с несущим корпусом	$\gamma = \text{var}, \alpha_0 = 50^\circ$	t^{Σ}	225	17,5
	$\gamma = \text{var}, \alpha_0 = 10^\circ$	$n_{x \max}$	1207	3,9
	$\alpha = \text{var}, \gamma = 0$	t^{Σ}	229	13,4
	$\alpha = \text{var}, \gamma = 0$	$n_{x \max}$	292	7,2
	$\gamma = \text{var}, \alpha = \text{var}$	t^{Σ}	224	17,8
	$\gamma = \text{var}, \alpha = \text{var}$	$n_{x \max}$	1207	3,9
Космический самолет	$\gamma = \text{var}, \alpha_0 = 70^\circ$	t^{Σ}	239	16
	$\gamma = \text{var}, \alpha_0 = 20^\circ$	$n_{x \max}$	1296	3,7
	$\alpha = \text{var}, \gamma = 0$	t^{Σ}	257	12,1
	$\alpha = \text{var}, \gamma = 0$	$n_{x \max}$	326	4,9
	$\gamma = \text{var}, \alpha = \text{var}$	t^{Σ}	224	16,7
	$\gamma = \text{var}, \alpha = \text{var}$	$n_{x \max}$	1296	3,7

для КА с несущим корпусом (увеличение $t_{\min}^{\Sigma}$ составило 2 сек) и возросла на 18 сек для космического самолета.

Минимизация времени спуска и максимальной перегрузки для КА, управляемых изменением углов крена и атаки. Использование совместного управления изменением углов крена и атаки позволяет существенно уменьшить время спуска и максимальную перегрузку на траекториях минимальной конечной скорости по сравнению с любым из рассмотренных выше способов однопараметрического управления КА. Приведенные в табл. 6.2 данные позволяют оценить эффективность использования двухканального управления по сравнению с одноканальным с точки зрения получения минимальных значений t^{Σ} и $n_{x \max}$. При двухканальном управлении величина t^{Σ} приблизительно на 15 ÷ 20% меньше, чем при управлении с помощью изменения угла крена или только изменения угла атаки для КА с несущим корпусом и примерно на

18 ÷ 27% — для космического самолета. Величина максимальной перегрузки уменьшится на 27—30% по сравнению с одноканальным способом управления для КА с несущим корпусом и на 24—28% — для космического самолета.

§ 6.9. ОПТИМИЗАЦИЯ ЗОНЫ МАНЕВРА КА НА ТРАЕКТОРИЯХ МИНИМАЛЬНОЙ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТИ СПУСКА

Одним из достоинств КА с большим значением аэродинамического качества являются достаточно широкие маневренные возможности, что, в частности, позволяет ставить задачу высокоточной посадки в заданный район. Ниже рассмотрим задачу о максимизации полной зоны маневра (в продольном и боковом направлениях) и получим численные результаты для КА рассматриваемых типов. Специфические условия спуска в атмосфере Марса не позволяют в полной мере воспользоваться многочисленными результатами (см., например, [98]) для решения аналогичной задачи для спуска на поверхность Земли. Необходимо учесть особенности, накладываемые условиями мягкой посадки и ограничениями на траектории спуска. Как и ранее, будем предполагать, что в конце участка аэродинамического торможения траектория спуска должна удовлетворять условию $\min V_K$, причем конечный угол θ_K наклона траектории не ограничен и существует ограничение на минимально допустимую высоту полета КА.

Для оценки предельных маневренных возможностей КА используем критерии максимума продольной и боковой дальности, которые реализуются при выполнении условия $\min V_K$. В этом случае для построения достижимой области (*зоны маневра*) при заданных начальных условиях входа КА в атмосферу достаточно максимизировать боковую дальность спуска при различных фиксированных значениях продольной дальности от $L_\pi = L_{\pi \min}$ до $L_\pi = L_{\pi \max}$. Геометрическое место точек посадки полученных траекторий определит на поверхности планеты границу искомой области.

Рассмотрим три основные экстремальные задачи на траекториях $V_{K \min}$ с критериями оптимальности: $\min L_\pi$, $\max L_\pi$ и $\max L_\sigma$ при $L_\pi = \text{const}$ с учетом исходных предпосылок (см. § 6.8).

Оптимизация продольной дальности спуска

Управление эффективным качеством. Оптимальная программа управления, реализующая минимум (или максимум) продольной дальности спуска на траекториях минимальной конечной скорости для КА, управляемых по углу крена, была определена выше в § 6.5. Используя эти программы, проведем анализ маневренных возможностей рассматриваемых КА.

На рис. 6.22 представлены зависимости минимальной и максимальной дальности спуска от балансировочного угла атаки для КА обоих типов при входе их в атмосферу Марса со скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$ и величине нагрузки на лобовую поверхность $P_s = 350 \text{ кг/м}^2$. Из рассмотрения представленных зависимостей видно, что для КА обоих типов уменьшение балансировочного угла атаки приводит к возрастанию как минимальной, так

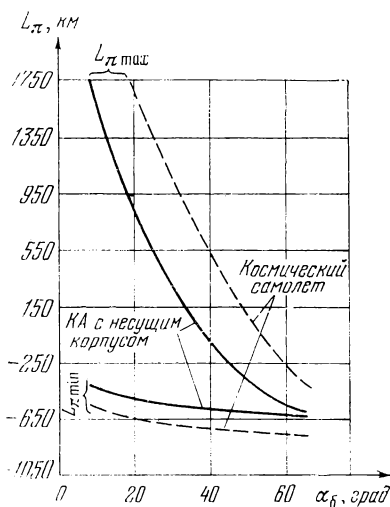


рис. 6.22. Минимальная и максимальная дальности спуска на траекториях минимальной конечной скорости спуска ($P_s = 350 \text{ кг/м}^2$, $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$).

и максимальной дальностей спуска. Так, для КА с несущим корпусом изменение балансировочного угла атаки от 60 до 10° приводит к возрастанию $L_{\pi \min}$ от -640 до -490 км , а $L_{\pi \max}$ — от -540 до 1450 км . Для космического самолета при изменении α_δ от 70 до 20° величина $L_{\pi \min}$ увеличивается с -750 до -650 км , а $L_{\pi \max}$ — с -495 до 1680 км .

В целом можно отметить, что интенсивность изменения минимальной дальности спуска при увеличении угла атаки меньше, чем для максимальной дальности. Это приводит к тому, что наибольшими маневренными возможностями в продольном направлении КА обоих типов обладают

при малых углах атаки (рис. 6.23). Например, для КА типа несущий корпус при рассматриваемых выше условиях входа в атмосферу величина

$$\Delta L_{\pi} = L_{\pi \max} - L_{\pi \min}$$

составляет 100 км при $\alpha_0 = 60^\circ$ и 1940 км при $\alpha_0 = 10^\circ$, а для космического самолета $\Delta L_{\pi} = 265$ км при $\alpha_0 = 70^\circ$ и 2330 км при $\alpha_0 = 20^\circ$.

Отметим, что оценка сравнительной эффективности способов управления КА по маневренным возможностям рассматривается при одинаковых исходных предпосылках на величину конечной скорости. Принимается, что величина конечной скорости должна быть наименьшей для данного типа КА. В этом случае для КА, управляемых изменением угла крена, необходимо рассматривать величину ΔL_{π} , соответствующую такому значению балансирующего угла атаки α'_0 , при полете с которым величина конечной скорости наименьшая. Как было показано в § 6.8, для КА с несущим корпусом $\alpha'_0 = 50^\circ$, а для космического самолета $\alpha'_0 = 70^\circ$. Из рис. 6.22 и 6.23 видно, что зона ΔL_{π} маневра КА в продольном направлении составляет для этих значений 260 км в случае КА с несущим корпусом и 255 км в случае космического самолета. Именно на такие значения и нужно ориентироваться при сравнении указанного способа управления КА с любым другим.

Управление с помощью изменения угла атаки. Прежде всего рассмотрим задачу максимизации продольной дальности для КА с несущим корпусом.

Используя необходимые условия оптимальности [4], получим оптимальный закон управления углом атаки

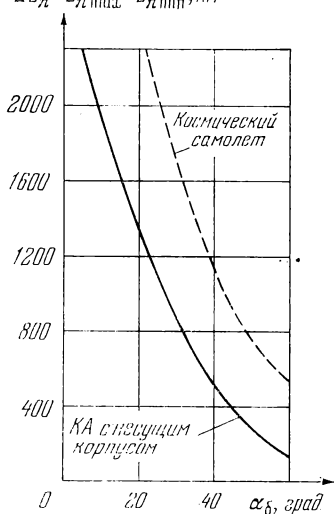


Рис. 6.23. Диапазон продольной маневренности на траекториях минимальной конечной скорости ($PS = 350 \text{ кг/м}^2$, $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_{\pi} = -79 \text{ км}$).

в виде

$$\alpha = 0,889 \left[-5,625^\circ + \arctg \left(-\frac{V\psi_1}{|\psi_2|} + \sqrt{\frac{V^2\psi_1^2}{\psi_2^2} + 1} \right) \right].$$

На участке движения по ограничению управление определяется однозначно, в соответствии с (6.59).

Некоторые результаты решения задачи представлены на рис. 6.24, где показаны зависимости фазовых координат V , θ , h , L_π и сопряженных переменных ψ_i от времени

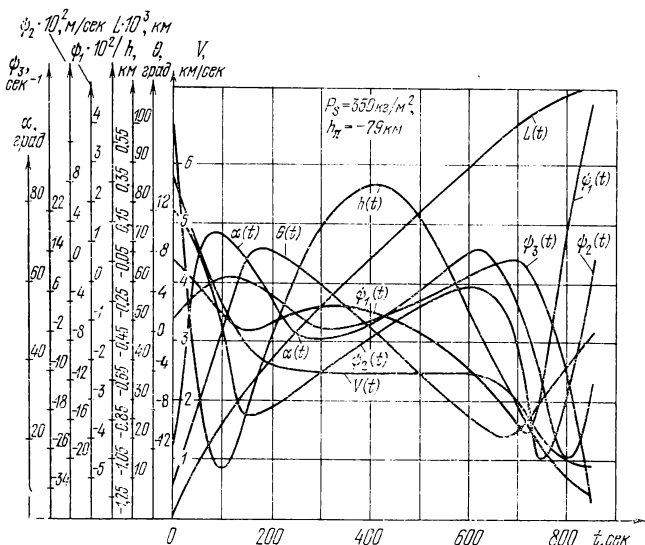


Рис. 6.24. Параметры траектории максимальной дальности для КА с несущим корпусом при оптимальном управлении изменением угла атаки.

спуска при оптимальном управлении на траектории максимальной дальности для КА с несущим корпусом. Нагрузка на лобовую поверхность КА принималась равной $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$, а условия входа в атмосферу $V_0 = 6 \text{ км/сек}$ и $h_\pi = -79 \text{ км}$.

Интересно сравнить величину максимальной дальности, полученной при управлении с помощью изменения угла атаки, с величиной $L_{\pi \text{ max}}$, которая реализуется при управлении посредством изменения угла крена. Оказы-

при одинаковых исходных предпосылках некоторое преимущество имеет способ управления путем изменения угла крена. А именно, при управлении КА путем изменения угла атаки величина продольной дальности составляет $L_{\pi \min} = -938$ км, что на 40 км больше, чем для случая управления КА с помощью изменения угла крена.

Сопоставляя результаты решения экстремальной задачи о максимизации продольной зоны маневра при использовании двух различных способов управления — посредством изменения угла крена или угла атаки, — легко видеть, что маневренные возможности космического аппарата в продольном направлении во втором случае шире.

В табл. 6.3 приведены результаты исследований некоторых квазиоптимальных алгоритмов управления углом атаки ($V_0 = 6$ км/сек, $h_{\pi} = -79$ км, $P_s = 350$ кг/м²). Исследования велись с целью отыскания простых релейных законов управления по α , обеспечивающих результаты, близкие к оптимальным для критериев $\min L_{\pi}$ и $\max L_{\pi}$ при сохранении условия $\min V_K$. Участок траектории спуска после схода с ограничения предполагался неизменным и совпадающим с траекторией минимальной конечной скорости. Из рассмотрения приведенных материалов видно, что результаты, наиболее близкие к оптимальным (разница не превышает $40 \div 45$ км) для критерия $\max L_{\pi}$, дает программа двухразового переключения по α ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_1$), а для критерия $\min L_{\pi}$ — одnorазового переключения (α_1, α_2). При этом значения α_1 и α_2 соответствуют экстремальным точкам на зависимостях аэродинамических коэффициентов от угла атаки. А именно, в первом случае α_1 соответствует максимальному значению аэродинамического качества, а α_2 — максимальному значению коэффициента лобового сопротивления. Во втором случае α_1 соответствует $C_{x \max}$, а α_2 — $C_{y \max}$.

Рассмотрим экстремальную задачу об отыскании оптимального управления углом атаки космического самолета по критерию $\max L_{\pi}$ на траекториях $\min V_K$.

Методика исследований полностью аналогична рассмотренной выше и отличается при записи условий оптимальности только из-за различного представления аэродинамических характеристик КА.

Результаты решения задачи показывают, что способ управления космическим самолетом путем изменения угла атаки оказывается, как и для КА с несущим корпусом,

Таблица 6.3

Параметры траектории при релейном изменении угла атаки

Программа управления: изменение α	Критерий оптимальности	$t(1)$, сек	$n_{x \max}$	$L(1)$, км	Примечание
$35^\circ \rightarrow 75^\circ \rightarrow 35^\circ$	$\max L_\pi$	129	6,5	722	$C_{y \max} \rightarrow C_{x \max} \rightarrow C_{y \max}$
$15^\circ \rightarrow 75^\circ \rightarrow 15^\circ$	$\max L_\pi$	174	7,2	815	$K_{\max} \rightarrow C_{x \max} \rightarrow K_{\max}$
$5^\circ \rightarrow 75^\circ \rightarrow 5^\circ$	$\max L_\pi$	153	12,4	796	$C_{x \min} \rightarrow C_{x \max} \rightarrow C_{x \min}$
$70^\circ \rightarrow 35^\circ$	$\min L_\pi$	109	12,1	-654	$C_{x \max} \rightarrow C_{y \max}$
$70^\circ \rightarrow 15^\circ$	$\min L_\pi$	108	12,1	-653	$C_{x \max} \rightarrow K_{\max}$
$70^\circ \rightarrow 10^\circ$	$\min L_\pi$	108	12,1	-649	$C_{x \max} \rightarrow C_{x \min}$
$70^\circ \rightarrow 5^\circ$	$\min L_\pi$	108	12,1	-642	$C_{x \max} \rightarrow C_{x \min}$
$70^\circ \rightarrow 50^\circ$	$\min L_\pi$	111	12,1	-652	$C_{x \max} \rightarrow C_{x1}$
$75^\circ \rightarrow 35^\circ$	$\min L_\pi$	90	13,4	-683	$C_{x \max} \rightarrow C_{y \max}$

более эффективным по сравнению с ранее рассмотренным способом управления КА путем изменения угла крена с точки зрения получения $\max L_\pi$ при одинаковых значениях $\min V_K$. Так, для КА с $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$ при $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$ в случае управления посредством изменения угла крена величина $L_{\pi \max} = -495 \text{ км}$, а при управлении посредством изменения угла атаки $L_{\pi \max} = 2350 \text{ км}$, т. е. увеличивается на 2845 км .

Обратимся теперь к задаче об отыскании оптимального управления углом атаки космического самолета из условия $\min L_\pi$ на траекториях минимальной конечной скорости спуска. Из необходимых условий оптимальности следует, что в этом случае уравнения оптимального движения имеют такой же вид, как и для задачи о максимизации

ции продольной дальности спуска на траекториях $\min V_k$. Некоторые результаты решения краевой задачи для критерия $\min L_\pi$ представлены на рис. 6.26, где показаны зависимости фазовых координат V, θ, h, L_π и сопряженных

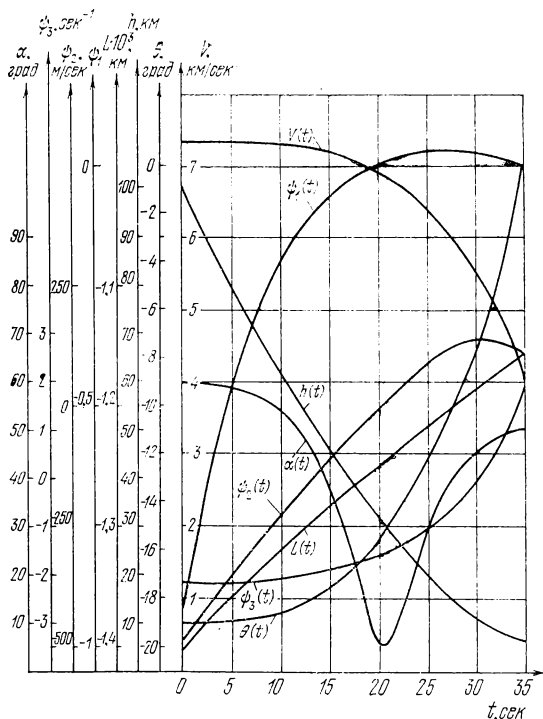


Рис. 6.26. Параметры траектории минимальной конечной скорости спуска для космического самолета при оптимальном управлении изменением угла атаки из условия $\min L_\pi$.

переменных ψ_i от времени спуска при оптимальном управлении на траекториях минимальной конечной скорости спуска ($P_S = 350 \text{ кг/м}^2$, $V_0 = 7,5 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -198 \text{ км}$). Анализ результатов решения краевой задачи показывает, что и в этом случае при управлении посредством изменения угла атаки величина $\min L_\pi$ получается большей, чем при управлении с помощью угла крена.

В целом можно отметить, что для космического самолета, как и для КА с несущим корпусом, маневренные

Таблица 6.4

Параметры траектории при релейном изменении угла атаки для различных значений $\gamma_{\text{пост}}$

Тип БЧХ	Оптимальный функции целевая	Программа управления углом атаки	$\gamma_{\text{пост}} > l$ $\Delta l(1), \text{ сек}$	$\Delta l(2), \text{ сек}$	$\Delta l(3), \text{ сек}$	$l^2, \text{ сек}$	n_{max}	$\Delta l(1), \text{ км}$	$\Delta l(2), \text{ км}$	$\Delta l(3), \text{ км}$	$L(3), \text{ км}$	$L(1), \text{ км}$	$L(2), \text{ км}$	$l(1), \text{ сек}$	$l(2), \text{ сек}$
Истребитель сверхзвуковой	$\min L^2$	$\alpha_1 = 75^\circ \rightarrow$ $\rightarrow \alpha_2 = 35^\circ$	0	90	49	118	227	13,4	—683	22	82	—579	1,6	76	—
			15	92	48	118	228	12,9	—679	20	82	—577	1,5	76	—
			30	94	46	118	228	12,3	—672	19	82	—571	1,4	76	—
			45	100	42	118	230	11,7	—661	13	82	—566	1,2	77	—
			60	112	0	118	230	11,1	—664	0	82	—532	0,9	79	—
Боевой самолет	$\min L^2$	$\alpha_1 = 75^\circ \rightarrow$ $\rightarrow \alpha_2 = 35^\circ$	0	95	26	135	256	13,1	—654	36	93	—525	1,9	81	—
			15	97	24	135	256	12,6	—651	33	93	—525	1,8	81	—
			30	101	21	135	257	12,0	—644	29	93	—522	1,7	81	—
			45	107	19	135	261	11,4	—636	23	93	—520	1,6	82	—
			60	129	0	135	264	10,9	—608	0	93	—515	1,4	85	—
Боевой самолет	$\max L^2$	$\alpha_1 = 15^\circ \rightarrow$ $\rightarrow \alpha_2 = 75^\circ \rightarrow$ $\rightarrow \alpha_1 = 15^\circ$	0	1231	0	135	1366	4,9	2185	0	93	2278	1,4	125	296
			15	1204	0	135	1339	5,2	2132	0	93	2225	1,4	123	293
			30	1189	0	135	1324	5,7	2057	0	93	2150	1,4	119	287
			45	1161	0	135	1296	6,4	1993	0	93	2086	1,4	116	281
			60	1140	0	135	1276	7,2	1904	0	93	1997	1,4	111	269

возможности КА в продольном направлении при управлении с помощью изменения угла атаки значительно расширяются по сравнению со способом управления путем изменения угла крена. Так, при входе космического самолета в атмосферу со скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$ и $h_\pi = -79 \text{ км}$ величина $\Delta L_\pi = L_{\pi \text{ max}} - L_{\pi \text{ min}}$ составляет $\Delta L_\pi = 2895 \text{ км}$ при управлении углом атаки и $\Delta L_\pi = 255 \text{ км}$ при управлении углом крена.

Все рассмотренные выше программы управления по углу атаки для КА обоих типов исследовались в предположении постоянства угла крена, причем величина угла крена принималась равной нулю ($\gamma = \gamma_{\text{пост}} = 0$). Проследим, как изменяются параметры траектории при управлении по углу атаки, если величина $\gamma_{\text{пост}}$ принимает ненулевое значение. В табл. 6.4 приведены некоторые результаты исследования траекторий спуска КА, управляемых по углу атаки, на участке выхода на ограничение для различных значений $\gamma_{\text{пост}}$. На траекториях, обеспечивающих $\min L_\pi$, изменение величины $\gamma_{\text{пост}}$ в достаточно широких пределах (от 0 до 60°) практически не влияет на параметры траектории спуска, а на траекториях, обеспечивающих $\max L_\pi$, это влияние более заметно.

Таблица 6.5

Оценка эффективности различных способов управления КА

Способ управления	Тип КА	$L_{\pi \text{ max}}, \text{ км}$	$L_{\pi \text{ min}}, \text{ км}$	$\Delta L_\pi, \text{ км}$
$\gamma = \text{var}$ $\alpha_0 = 50^\circ$	с несущим корпусом	—380	—640	260
$\gamma = \text{var}$ $\alpha_0 = 70^\circ$	космический самолет	—495	—750	255
$\alpha = \text{var}$ $\gamma = 0$	с несущим корпусом	922	—583	1505
$\alpha = \text{var}$ $\gamma = 0$	космический самолет	2350	—545	2895
$\alpha = \text{var}$ $\gamma = \text{var}$	с несущим корпусом	1820	—670	2490
$\alpha = \text{var}$ $\gamma = \text{var}$	космический самолет	2480	—795	3270

Совместное управление с помощью изменения углов крена и атаки. Использование совместного управления с помощью углов крена и атаки позволяет значительно улучшить маневренные возможности КА в продольном направлении. В табл. 6.5 приведены данные (случай входа КА с $V_0 = 6$ км/сек и $h_0 = -79$ км), которые позволяют оценить эффективность двухканального управления по сравнению с одноканальным. В рассматриваемом примере при использовании способа управления КА, предполагающего совместное изменение углов крена и атаки, величина ΔL_π существенно возрастает (в 10—15 раз для КА с несущим корпусом и в 15—30 раз для космического самолета) по сравнению с любым из рассмотренных выше способов одноканального управления КА.

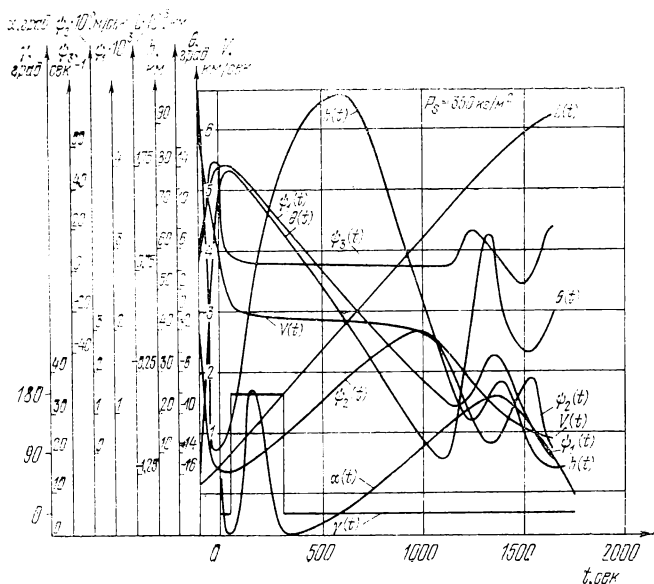


Рис. 6.27. Параметры траектории минимальной конечной скорости спуска для космического самолета при оптимальном управлении из условия $\max L_\pi$.

В качестве примера на рис. 6.27 приведены зависимости фазовых координат, сопряженных переменных и управляющих параметров α и γ от времени спуска при оптимальном управлении из условия $\max L_\pi$.

Максимизация боковой дальности спуска

При осуществлении бокового маневра продольная дальность горизонтального полета заведомо уменьшается, причем величина L_π изменяется в диапазоне

$$L_{\pi \min} \leq L_\pi \leq L_{\pi \max}.$$

Будем предполагать, что при исследовании задач, связанных с максимизацией боковой дальности, управление КА может производиться посредством изменения как угла крена, так углов крена и атаки совместно. Рассмотрим последовательно для каждого из указанных способов управления задачу о максимизации L_δ на траекториях минимальной конечной скорости спуска при ограниченной продольной дальности.

Управление КА путем совместного изменения углов крена и атаки. Упрощенные уравнения пространственного движения КА имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= - \frac{C_x(\alpha) \rho V^2 S_M}{2m_{\text{КА}}} - g \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{C_y(\alpha) \rho V S_M}{2m_{\text{КА}}} \cos \gamma - \frac{g \cos \theta}{V} + \frac{V}{R+h} \cos \theta, \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} &= \frac{VR}{R+h} \frac{\cos \varepsilon \cos \theta}{\cos \left(\frac{L_\delta}{R} \right)}, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{C_y(\alpha) \rho V S_M}{2m_{\text{КА}}} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_\delta}{R} \right)}{R+h}, \\ \frac{dL_\delta}{dt} &= \frac{VR}{R+h} \cos \theta \sin \varepsilon, \end{aligned} \right\} \quad (6.71)$$

где ε — угол между плоскостью подлетной траектории и текущей плоскостью движения, L_δ — боковая дальность.

Запишем необходимые условия оптимальности при движении КА с несущим корпусом. Внутри допустимой

области фазовых координат гамильтониан имеет следующий вид:

$$H = \psi_1 \frac{dV}{dt} + \psi_2 \frac{d\theta}{dt} + \psi_3 \frac{dh}{dt} + \psi_4 \frac{dL}{dt} + \psi_5 \frac{dL_6}{dt} + \psi_6 \frac{d\varepsilon}{dt}. \quad (6.72)$$

Сопряженные переменные на участке движения внутри допустимой области фазовых координат имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi_1}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \frac{VC_x \rho S_M}{m_{KA}} \psi_1 - \frac{C_y \rho S_M \cos \gamma}{2m_{KA}} \psi_2 - \\ &\quad - \frac{\cos \theta}{R+h} \psi_2 - \frac{g \cos \theta}{V^2} \psi_2 - \sin \theta \psi_3 - \\ &\quad - \frac{\cos \varepsilon \cos \theta}{\cos \left(\frac{L_6}{R} \right)} \frac{R}{R+h} \psi_4 - \frac{R}{R+h} \cos \theta \sin \varepsilon \psi_5 - \\ &\quad - \frac{C_y \rho S_M}{2m_{KA}} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \psi_6 + \frac{\cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_6}{R} \right)}{R+h} \psi_6, \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = g \cos \theta \psi_1 - \frac{g \sin \theta}{V} \psi_2 + \\ &\quad + \frac{V \sin \theta}{R+h} \psi_2 - V \cos \theta \psi_3 + \frac{VR}{R+h} \frac{\cos \varepsilon \sin \theta}{\cos \left(\frac{L_6}{R} \right)} \psi_4 + \\ &\quad + \frac{VR}{R+h} \sin \varepsilon \sin \theta \psi_5 - \frac{C_y \rho V S_M}{2m_{KA}} \frac{\sin \gamma \sin \theta}{\cos^2 \theta} \psi_6 - \\ &\quad - \frac{V \cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_6}{R} \right)}{R+h} \sin \theta \psi_6, \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial h} = -\frac{C_x V^2 S_M}{2m_{KA}} \rho_0 \beta e^{-\beta h} \psi_1 + \\ &\quad + \frac{C_y V S_M \cos \gamma}{2m_{KA}} \rho_0 \beta e^{-\beta h} \psi_2 + \frac{V \cos \theta}{(R+h)^2} \psi_2 - \\ &\quad - \frac{2\mu \sin \theta}{(R+h)^3} \psi_1 - \frac{2\mu \cos \theta}{V(R+h)^3} \psi_2 + \\ &\quad + \frac{V \cos \varepsilon \cos \theta R}{\cos \left(\frac{L_6}{R} \right) (R+h)^2} \psi_4 + \frac{RV \cos \theta \sin \varepsilon}{(R+h)^2} \psi_5 + \end{aligned} \right\} \quad (6.73)$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{C_y V S_M}{2m_{KA}} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \rho_0 e^{-\beta h} \beta \psi_6 - \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_0}{R} \right)}{(R+h)^2} \psi_6, \\
& \frac{d\psi_4}{dt} = - \frac{\partial H}{\partial L} = \text{const}, \\
& \frac{d\psi_5}{dt} = - \frac{\partial H}{\partial L_0} = \\
& = - \frac{VR}{R+h} \frac{\cos \varepsilon \cos \theta \sin \left(\frac{L_0}{R} \right)}{\cos^2 \left(\frac{L_0}{R} \right)} \frac{1}{R} \psi_4 + \\
& \quad + \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{(R+h) \cos^2 \left(\frac{L_0}{R} \right) R} \psi_6, \\
& \frac{d\psi_6}{dt} = - \frac{\partial H}{\partial \varepsilon} = \frac{VR}{R+h} \frac{\cos \theta \sin \varepsilon}{\cos \left(\frac{L_0}{R} \right)} \psi_4 - \\
& \quad - \frac{VR}{R+h} \cos \theta \cos \varepsilon \psi_5 - \frac{V \cos \theta \operatorname{tg} \left(\frac{L_0}{R} \right)}{R+h} \sin \varepsilon \psi_6.
\end{aligned} \quad (6.73)$$

Получим гамильтониан в виде

$$\begin{aligned}
H = & - \frac{\rho V^2 S_M}{2m_{KA}} C_x \psi_1 + \frac{\rho V S_M C_y}{2m_{KA}} \cos \gamma \psi_2 + \\
& + \frac{C_y \rho V S_M}{2m_{KA}} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \psi_6 + A_3.
\end{aligned} \quad (6.74)$$

A_3 — сумма членов гамильтониана, не зависящих от управления. Из условия максимума гамильтониана (6.74), учитывая (6.47) и (6.48), получим закон оптимального управления по углам атаки и крена:

$$\begin{aligned}
\alpha = & -5^\circ + 0,89 \operatorname{arctg} \left(- \frac{V \psi_1}{\psi_2 \cos \gamma + \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \psi_6} + \right. \\
& \left. + \sqrt{\frac{V^2 \psi_1^2}{\left(\cos \gamma \psi_2 + \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \psi_6 \right)^2} + 1} \right),
\end{aligned} \quad (6.75)$$

$$\gamma = \operatorname{arctg} \left(\frac{\psi_6}{\psi_2 \cos \theta} \right). \quad (6.76)$$

Сопряженные переменные в точке t_1 скачком меняют величину:

$$\begin{aligned}\psi_1^{\text{орп}}(t_1) - \psi_1(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial V} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial V} = 0, \\ \psi_2^{\text{орп}}(t_1) - \psi_2(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial \theta} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial \theta} = \mu_2 V, \\ \psi_3^{\text{орп}}(t_1) - \psi_3(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial h} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial h} = \mu_1, \\ \psi_4^{\text{орп}}(t_1) - \psi_4(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial L} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial L} = 0, \\ \psi_5^{\text{орп}}(t_1) - \psi_5(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial L_6} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial L_6} = 0, \\ \psi_6^{\text{орп}}(t_1) - \psi_6(t_1) &= \mu_1 \frac{\partial q}{\partial \varepsilon} + \mu_2 \frac{\partial q}{\partial \varepsilon} = 0,\end{aligned}$$

где μ_1 и $\mu_2 = \text{const}$.

Определим законы управления α и γ при движении КА по изовысоте:

$$\gamma^{\text{орп}} = \text{arctg} \left(\frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}} \cos \theta} \right), \quad (6.77)$$

$$\begin{aligned}\alpha^{\text{орп}} = -5^\circ + 0,44 \arcsin \left[1,74 \frac{m_{\text{КА}}}{\rho V S_{\text{М}}} \left(\frac{g}{V} - \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{V}{R+h} \right) \frac{1}{\text{arctg} \left(\frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}} \right)} + 0,087 \right]. \quad (6.78)\end{aligned}$$

Уравнения сопряженных переменных с учетом (6.77) и (6.78) при $h = h^{\text{орп}}$ имеют вид

$$\left. \begin{aligned}\frac{d\psi_1^{\text{орп}}}{dt} &= \frac{V \rho S_{\text{М}}}{m_{\text{КА}}} \psi_1^{\text{орп}} [0,2 + 2,3 \sin^2(0,5\Omega_1)] - \\ &- \frac{1}{V} \psi_2^{\text{орп}} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) - \frac{\psi_2^{\text{орп}}}{R+h} - \frac{g}{V^2} \psi_2^{\text{орп}} - \\ &- \frac{\cos \varepsilon}{\cos \left(\frac{L_6}{R} \right)} \frac{R}{R+h} \psi_4^{\text{орп}} - \frac{R}{R+h} \sin \varepsilon \psi_5^{\text{орп}} - \\ &- \sin \left[\text{arctg} \left(\frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}} \right) \right] \psi_6^{\text{орп}} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \times\end{aligned} \right\} \quad (6.79)$$

$$\begin{aligned}
& \times \frac{1}{\cos \left[\arctg \left(\frac{\psi_6^{\text{orp}}}{\psi_2^{\text{orp}}} \right) \right]} + \frac{\cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_0}{R} \right)}{R+h} \psi_6^{\text{orp}} - \\
& - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \operatorname{tg} \Omega_1 \psi_1^{\text{orp}} - \frac{2V}{R+h} \psi_1^{\text{orp}} \operatorname{tg} \Omega_1 + \\
& + \frac{2}{V} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \psi_2^{\text{orp}} + \frac{2}{R+h} \psi_2^{\text{orp}} + \\
& + \frac{2}{V} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \operatorname{tg} \left[\arctg \left(\frac{\psi_6^{\text{orp}}}{\psi_2^{\text{orp}}} \right) \right] \psi_6^{\text{orp}} + \\
& + \frac{2}{R+h} \psi_6^{\text{orp}} \frac{\psi_6^{\text{orp}}}{\psi_2^{\text{orp}}}, \\
& \frac{d\psi_2^{\text{orp}}}{dt} = g\psi_1^{\text{orp}} - V\psi_3^{\text{orp}} + \\
& + \operatorname{tg} \Omega_1 \psi_1^{\text{orp}} \frac{\rho V S_M}{2m_{\text{KA}}} [0,2 + 2,3 \sin^2(0,5\Omega_1)] - \\
& - [0,2 + 2,3 \sin^2(0,5\Omega_1)] \frac{\rho V S_M}{2m_{\text{KA}}} \psi_2^{\text{orp}} - \\
& - [0,2 + 2,3 \sin^2(0,5\Omega_1)] \frac{\rho S_M V}{2m_{\text{KA}}} \psi_6^{\text{orp}} \frac{\psi_6^{\text{orp}}}{\psi_2^{\text{orp}}}, \\
& \frac{d\psi_3^{\text{orp}}}{dt} = - [0,2 + 2,3 \sin^2(0,5\Omega_1)] \frac{V^2 S_M}{2m_{\text{KA}}} \rho \beta \psi_1^{\text{orp}} + \\
& + \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \beta \psi_2^{\text{orp}} + \frac{V}{(R+h)^2} \psi_2^{\text{orp}} - \\
& - \frac{2\mu}{V(R+h)^3} \psi_2^{\text{orp}} + \frac{VR}{(R+h)^2} \psi_4^{\text{orp}} \frac{\cos \varepsilon}{\cos \left(\frac{L_0}{R} \right)} + \\
& + \frac{VR}{(R+h)^2} \sin \varepsilon \psi_5^{\text{orp}} + \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \frac{\psi_6^{\text{orp}}}{\psi_2^{\text{orp}}} \beta \psi_6^{\text{orp}} - \\
& - \frac{V \cos \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_0}{R} \right)}{(R+h)^2} \psi_6^{\text{orp}} + \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \times \\
& \times V \beta \operatorname{tg} \Omega_1 \psi_1^{\text{orp}} - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \beta \psi_2^{\text{orp}} -
\end{aligned} \tag{6.79}$$

$$\begin{aligned}
& - \frac{2\mu}{(R+h)^3} \operatorname{tg} \Omega_1 \psi_1^{\text{орп}} + \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\psi_2^{\text{орп}}}{V} + \\
& + \frac{V^2}{(R+h)^2} \operatorname{tg} \Omega_1 \psi_1^{\text{орп}} - \frac{V}{(R+h)^2} \psi_2^{\text{орп}} - \\
& - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) \beta \frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}} \psi_6^{\text{орп}} + \\
& + \frac{2\mu}{(R+h)^3} \frac{\psi_6^{\text{орп}}}{V} \frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}} - \frac{V}{(R+h)^2} \psi_6^{\text{орп}} \frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}}, \\
& \psi_4^{\text{орп}} = \text{const}, \\
& \frac{d\psi_5^{\text{орп}}}{dt} = - \frac{VR}{R+h} \cos \varepsilon \frac{\sin \left(\frac{L_6}{R} \right)}{R \cos^2 \left(\frac{L_6}{R} \right)} \psi_4^{\text{орп}} + \\
& \quad + \frac{V \cos \varepsilon}{R+h} \frac{1}{R \cos^2 \left(\frac{L_6}{R} \right)} \psi_6^{\text{орп}}, \\
& \frac{d\psi_6^{\text{орп}}}{dt} = \frac{VR}{R+h} \frac{\sin \varepsilon}{\cos \left(\frac{L_6}{R} \right)} \psi_4^{\text{орп}} - \\
& \quad - \frac{VR}{R+h} \cos \varepsilon \psi_5^{\text{орп}} - \frac{V \sin \varepsilon \operatorname{tg} \left(\frac{L_6}{R} \right)}{R+h} \psi_6^{\text{орп}},
\end{aligned} \tag{6.79}$$

где

$$\Omega_1 =$$

$$= \arcsin \left[1,74 \frac{m_{\text{КА}}}{\rho V S_{\text{М}}} \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h} \right) = \frac{1}{\operatorname{arctg} \left(\frac{\psi_6^{\text{орп}}}{\psi_2^{\text{орп}}} \right)} + 0,087 \right].$$

Из условия трансверсальности в конце траектории спуска (точка схода с ограничения) получим

$$\psi_{5\text{К}} = 1, \quad \psi_{6\text{К}} = 0. \tag{6.80}$$

Остальные сопряженные переменные не определены.

Таким образом, поставленная задача сводится к четырех-параметрической краевой задаче для систем дифференциальных уравнений (6.74), (6.73) и (6.79).

Некоторые результаты решения краевой задачи приведены на рис. 6.28, где показаны зависимости боковой дальности от продольной при оптимальном управлении. Начальные условия входа $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$, а величина нагрузки на лобовую поверхность $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$. Сформулированная задача решалась в предположении, что на последнем участке при оптимальном

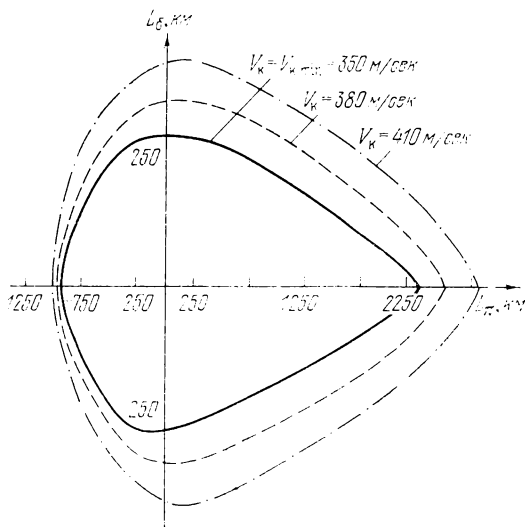


Рис. 6.28. Зоны маневра при оптимальном (из условия $\max L_\delta$) управлении посредством изменения углов крена и атаки для КА с несущим корпусом ($V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$, $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$).

управлении из условия $V_k = V_{k \min}$ боковой маневр отсутствует ($\gamma = 0$ на всем участке полета). Очевидно, ослабление требований к величине скорости в конце траектории спуска позволит расширить возможную зону маневра КА при оптимальном управлении. Данные, представленные на рис. 6.28, подтверждают этот вывод. Для рассмотренного выше примера максимальная величина L_δ увеличивается на 76 км при увеличении конечной скорости на 30 м/сек . (Величина L_π берется во всех случаях одной и той же: $L_\pi = 150 \text{ км}$.)

Рассмотрим задачу о максимизации боковой дальности спуска при фиксированной продольной и при $V_K = V_{K \min}$ для космического самолета при совместном управлении с помощью изменений углов крена и атаки. Необходимые условия оптимальности записываются таким же образом, как для КА с несущим корпусом, и исходная экстремальная задача сводится к четырехпараметрической двухточечной краевой задаче. Некоторые численные результаты решения этой задачи приведены на рис. 6.29.

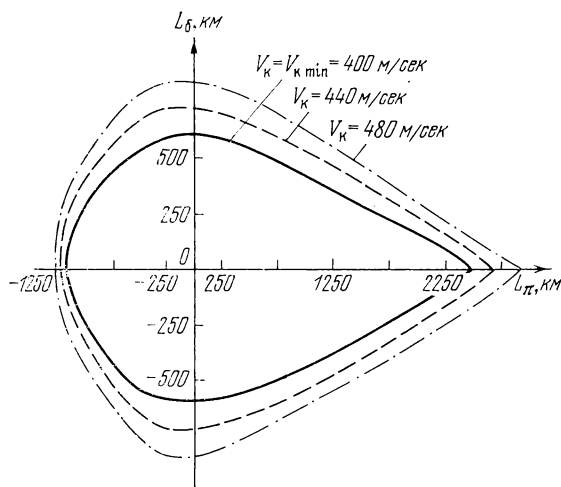


Рис. 6.29. Зоны маневра при оптимальном (из условия $\max L_\delta$) управлении посредством изменения углов крена и атаки для космического самолета ($V_0 = 6$ км/сек, $h_\pi = -79$ км, $P_S = 350$ кг/м²).

Рассмотрим задачу о максимизации боковой дальности при фиксированной продольной дальности КА, управляемого с помощью угла крена, на траекториях минимальной конечной скорости спуска.

Некоторые результаты решения этой задачи приведены на рис. 6.30 и 6.31, где показаны зависимости боковой дальности от продольной при оптимальном управлении КА с несущим корпусом (рис. 6.30) и космического самолета (рис. 6.31) с помощью изменения угла крена для различных значений балансирующего угла атаки и величины конечной скорости.

Видно, что управление КА только с помощью крена заметно снижает маневренные возможности КА в боковом направлении по сравнению с двухканальным управлением с помощью углов крена и атаки. Так, для КА с несущим корпусом (рис. 6.30) ($P_x = 350 \text{ кг/м}^2$), осуществляющего вход в атмосферу Марса с начальной скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$ и $h_\pi = -79 \text{ км}$, максимальная боковая

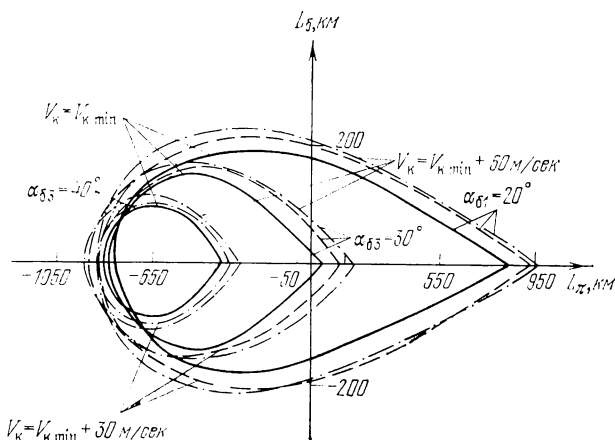


Рис. 6.30. Зоны маневра для КА с несущим корпусом при оптимальном управлении посредством изменения угла крена для различных значений балансирующего угла атаки ($V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $h_\pi = -79 \text{ км}$, $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$).

дальность при $L_\pi = 150 \text{ км}$ составляет: $\Delta L_\delta = 205 \text{ км}$ в случае управления только посредством угла крена, $\Delta L_\delta = 260 \text{ км}$ в случае совместного управления с помощью углов крена и атаки. Видно также, что использование аппаратов с большим значением максимального аэродинамического качества позволяет получить и большую зону маневра.

Для сравнения в табл. 6.6 и 6.7 приведены результаты исследования упрощенного алгоритма управления пространственным движением КА, который заключается в следующем. Полет КА происходит с постоянным значением $\alpha_\delta = \text{const}$. Обеспечение заданной продольной дальности полета КА осуществляется

Таблица 6.6

Основные характеристики траектории при использовании упрощенного алгоритма
пространственного движения для КА с несущим корпусом

Участок выведения КА на режим горизонтального полета					Участок движения по ограничению					Участок полета КА после схода с ограничения						Суммарные данные		
$\gamma_{\text{пост}}, \text{град}$	$V_{(1)}, \text{км/сек}$	$t_{(1)}, \text{сек}$	n	$L_{(1)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(1)}^0, \text{км}$	$V_{(2)}, \text{км/сек}$	$L_{(2)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(2)}^0, \text{км}$	$t_{(2)}, \text{сек}$	$\gamma_{\text{пост}}, \text{град}$	$V_{\text{к}}, \text{м/сек}$	$\theta_{\text{к}}, \text{град}$	$L_{(3)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(3)}^0, \text{км}$	$t_{(3)}, \text{сек}$	$t_{\Sigma}, \text{сек}$	$L_{\Sigma}^{\pi}, \text{км}$	$L_{\Sigma}^0, \text{км}$
$\alpha_0 = 30^\circ$																		
15	2,7	90	5,3	-626	12	0,9	77	15	61	15	0,4	-17,1	70	8	137	288	-479	35
15	2,5	101	5,3	-589	16	0,9	72	13	58	15	0,4	-17,1	70	8	137	296	-444	37
15	2,2	121	5,3	-515	29	0,9	67	8	51	15	0,4	-17,1	70	8	137	309	-378	45
15	0,9	260	5,3	-108	50	0,9	0	0	0	15	0,4	-17,1	70	8	137	397	-32	58
30	1,7	166	5,7	-399	89	0,9	47	6	39	30	0,41	-13,5	73	14	132	337	-179	109
30	1,6	230	5,7	-207	146	0,9	45	5	18	30	0,41	-13,5	73	14	132	480	-89	165
30	0,9	248	5,7	-152	151	0,9	0	0	0	30	0,41	-13,5	73	14	132	480	-79	165
45	1,4	191	6,3	-387	160	1	38	4	34	45	0,44	-12,5	74	21	125	350	-275	185
45	0,95	218	6,3	-173	166	0,95	0	0	0	45	0,44	-12,5	74	21	125	343	-99	187
60	0,9	179	7,4	-316	170	0,9	0	0	0	60	0,68	-12	60	18	91	270	-256	188

Продолжение табл. 6.6

Участок введения КА на режим горизонтального полета					Участок движения по ограничению				Участок полета КА после схода с ограничения						Суммарные данные			
$\gamma_{\text{пост. спад}}$	$V(1), \text{ км/сек}$	$l(1), \text{ сек}$	x_n	$L(1), \text{ км}$	$L(1), \text{ км}$	$V(2), \text{ км/сек}$	$L(2), \text{ км}$	$L(2), \text{ км}$	$l(2), \text{ сек}$	$\gamma_{\text{пост. спад}}$	$V_{\text{н. м. сек}}$	$l_0, \text{ спад}$	$L(3), \text{ км}$	$L(3), \text{ км}$	$l(3), \text{ сек}$	$l_2, \text{ сек}$	$L(2), \text{ км}$	$L(3), \text{ км}$
$\alpha_0 = 40^\circ$																		
15	1,1	220	6,5	-302	54	0,9	6	1	3	15	0,36	-25	71	5	127	350	-225	60
15	0,9	223	6,5	-288	54	0,9	0	0	0	15	0,36	-25	71	5	127	350	-217	59
30	0,9	206	6,9	-377	96	0,9	0	0	0	30	0,37	-18,1	77	12	125	331	-300	108
45	0,7	202	7,6	-458	126	1,2	0	0	0	45	0,39	-17	77	22	123	202	-458	126
45	1,1	198	7,6	-440	126	1,1	0	0	0	45	0,39	-17	77	22	123	321	-363	148
60	0,9	156	8,6	-548	128	1,6	0	0	0	60	0,42	-14	88	28	122	156	-548	128
$\alpha_0 = 50^\circ$																		
15	0,6	192	8	-487	27	1,2	0	0	0	15	0,35	-20	72	5	125	192	-487	27
15	1,2	113	8	-609	13	1,2	0	0	0	15	0,35	-20	72	5	125	238	-537	18
15	1,1	116	8	-590	14	1,1	0	0	0	15	0,35	-20	72	5	125	241	-520	19
30	1,2	113	8,3	-614	25	1,2	0	0	0	30	0,36	-19	74	11	124	237	-540	36
30	1,0	116	8,3	-609	26	1,0	0	0	0	30	0,36	-19	74	11	124	240	-535	37
45	0,9	112	8,9	-616	39	0	0	0	0	45	0,37	-18,1	76	17	122	112	-616	39
60	0,9	111	9,8	-621	48	0	0	0	0	60	0,4	-17,2	89	29	122	111	-621	48

Таблица 6.7
Основные характеристики траектории при использовании упрощенного алгоритма
пространственного движения для космического самолета

Участок выведения КА на режим горизонтального полета					Участок движения по ограничению					Участок полета КА после схода с ограничения						Суммарные данные			
$\gamma_{\text{пост.}}, \text{град}$	$V_{(1)}, \text{км/сек}$	$l_{(1)}, \text{сек}$	n	$L_{(1)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(1)}^0, \text{км}$	$V_{(2)}, \text{км/сек}$	$L_{(2)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(2)}^0, \text{км}$	$l_{(2)}, \text{сек}$	$\gamma_{\text{пост.}}, \text{град}$	$V_{\text{н}}, \text{км/сек}$	$\theta_{\text{н}}, \text{град}$	$L_{(3)}^{\pi}, \text{км}$	$L_{(3)}^0, \text{км}$	$l_{(3)}, \text{сек}$	$l_{\Sigma}, \text{сек}$	$L_{\Sigma}^{\pi}, \text{км}$	$L_{\Sigma}^0, \text{км}$	
$\alpha_6 = 30^\circ$																			
15	4,5	91	5,4	1580	261	1,1	151	130	125	15	0,78	-4,2	139	10	159	375	1870	311	
30	4,4	90	5,9	1354	178	1,2	147	126	121	30	0,82	-5,7	167	27	177	385	1668	331	
45	4,4	90	6,4	1297	187	1,3	147	126	121	45	0,88	-5,8	184	38	181	392	1628	351	
60	4,3	87	7,1	1087	216	1,6	124	111	117	60	1	-5,9	199	71	189	393	1410	368	
$\alpha_6 = 40^\circ$																			
15	2,6	109	5,6	523	37	1,0	141	62	86	15	0,57	-8,5	101	9	149	344	741	108	
30	2,5	105	6,1	412	121	1,1	109	60	83	30	0,62	-9,8	127	23	164	352	648	204	
45	2,4	101	7,7	353	131	1,2	106	57	80	45	0,66	-9,9	131	32	170	351	590	220	
60	2,3	98	8,4	281	164	1,5	86	48	71	60	0,73	-9,95	145	57	171	340	512	269	

Продолжение табл. 6.7

Учас ток выведения КА на режим горизонтального полета					Участок движения по ограничению					Участок полета КА после схода с ограничения					Суммарные данные			
$\gamma_{\text{полет}}, \text{ град}$	$V_{(1)}, \text{ км/сек}$	$l_{(1)}, \text{ сек}$	n_x	$L_{(1)}^u, \text{ км}$	$L_{(1)}^6, \text{ км}$	$V_{(2)}, \text{ км/сек}$	$L_{(2)}^u, \text{ км}$	$L_{(2)}^6, \text{ км}$	$l_{(2)}, \text{ сек}$	$\gamma_{\text{полет}}, \text{ град}$	$V_{\text{н}}, \text{ км/сек}$	$\theta_{\text{н}}, \text{ град}$	$L_{(3)}^u, \text{ км}$	$L_{(3)}^6, \text{ км}$	$l_{(3)}, \text{ сек}$	$t_{\Sigma}, \text{ сек}$	$L_{\Sigma}^u, \text{ км}$	$L_{\Sigma}^6, \text{ км}$
$\alpha_0 = 60^\circ$																		
15	1,8	117	6,8	—457	16	1,1	55	12	42	15	0,42	—13,7	79	6	129	288	—323	34
30	1,7	116	7,2	—464	43	1,3	33	4	29	30	0,46	—13,8	91	49	141	286	—340	66
45	1,6	114	7,9	—482	69	1,4	7	1	4	45	0,5	—14	110	29	143	261	—365	99
60	1,5	113	8,8	—502	84	1,6	0	0	0	60	0,6	—14,2	123	51	149	262	—379	135
$\alpha_0 = 70^\circ$																		
15	1,3	122	8,3	—589	15	1,1	14	1	12	15	0,4	—16,6	81	6	129	263	—494	22
30	1,2	122	8,9	—591	26	1,2	0	0	0	30	0,42	—17,2	73	14	138	260	—518	40
45	0,9	121	9,4	—597	42	—	—	—	—	45	0,56	—17,2	79	16	139	121	—597	42
60	0,8	120	10	—603	59	1,7	—	—	—	60	0,51	—17,9	85	39	141	120	—603	59

— по программе двухразового переключения эффективного качества на участке выхода на ограничение

$$K_{эф}^{(1)} \rightarrow K_{эф}^{(3)} \rightarrow K_{эф}^{(1)}, \quad (6.81)$$

где $K_{эф}^{(1)} = K_0 \cos(\gamma_{\min} + \gamma_{\text{пост}})$, $K_{эф}^{(2)} = K_0 \cos(\gamma_{\max} - \gamma_{\text{пост}})$ и $\gamma_{\min} = 0$, $\gamma_{\max} = \pi$;

— на участке движения по ограничению управление осуществляется в соответствии с (6.19);

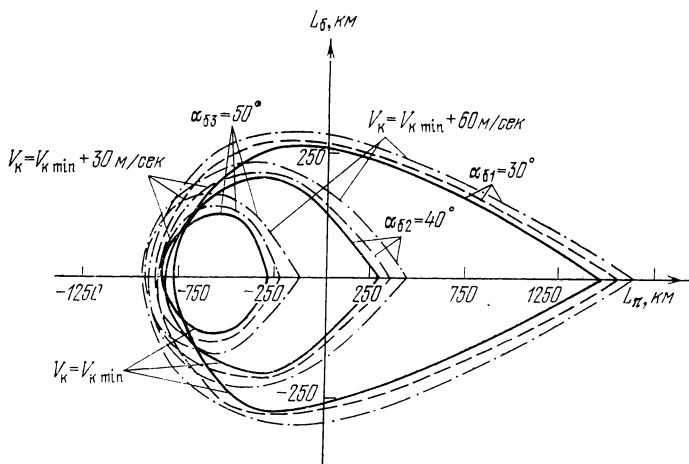


рис. 6.31. Зоны маневра при оптимальном управлении изменением угла крена для космического самолета при различных значениях балансирующего угла атаки ($V_0 = 6$ км/сек, $h_0 = -79$ км, $P_S = 350$ кг/м²).

— на участке движения после схода с ограничения полет протекает с постоянным значением эффективного качества $K_{эф} = K_0 \cos \gamma_{\text{пост}}$.

Величина бокового маневра для рассматриваемой программы управления, как видно из табл. 6.6 и 6.7, существенно зависит от величины $\gamma_{\text{пост}}$. Каждому значению $L_{\pi \text{ зад}}$ соответствует вполне определенная величина $\gamma_{\text{пост}}^*$, обеспечивающая для рассматриваемого алгоритма управления максимальный боковой маневр. Предлагаемая программа управления при значении $\gamma_{\text{пост}} = \gamma_{\text{пост}}^*$ позволяет получить результаты, весьма близкие к оптимальным. При использовании этой программы уменьшение боковой дальности по сравнению с оптимальным управлением составляет всего $5 \div 7\%$.

НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

§ 7.1. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КА

Выбор окончательного варианта КА означает завершение напряженного труда большого числа специалистов из различных областей науки и техники [10, 29, 32, 33, 35, 86].

Перечислим главные моменты, от которых зависит облик проектируемого космического аппарата (см. также рис. 7.1).

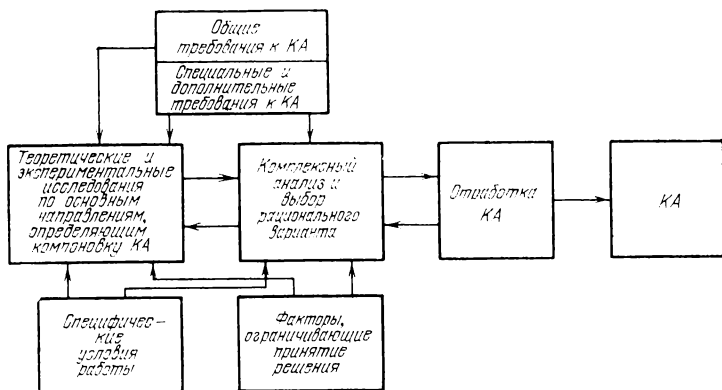


Рис. 7.1. Общая схема проектирования КА.

1. Основные направления, определяющие компоновку КА:

— баллистическое проектирование (определение основных проектно-баллистических характеристик КА — $K_{расп}$ и P_s);

— аэрогазодинамическое проектирование;

— поиск оптимальной (рациональной) аэродинамической формы КА;

— выбор системы тепловой защиты, включая теплозащитные материалы;

- разработка конструкции и выбор конструкционных материалов;
- определение системы мягкой посадки;
- разработка системы управления;
- разработка, выбор прочих систем (система терморегулирования, бортовой радиокомплекс, телеметрическая система и прочие).

2. Специфические условия работы:

- малая плотность атмосферы;
- большая неопределенность характеристик атмосферы;
- разброс условий входа в атмосферу;
- неопределенность условий на планете.

3. Общие требования к КА:

- максимум полезной нагрузки;
- мягкая посадка;
- статическая и динамическая устойчивость КА;
- необходимая надежность КА и его систем.

4. Факторы, ограничивающие принятие решения:

- срок создания КА;
- вид полезной нагрузки;
- предельно допустимая масса КА;
- предельные габариты, определяемые особенностями ракеты-носителя;
- допустимые перегрузки на участке спуска и посадки;
- возможность отработки КА и его систем в условиях, близких к натурным;
- общее состояние технологии, материаловедения, приборостроения и т. п.;

5. Дополнительные требования:

- точность посадки;
- маневр для посадки в заданном районе;
- предпосадочный маневр для выбора удобного места посадки;
- ограничения по перегрузкам, угловым скоростям, ускорениям, включая частотные характеристики.

Очевидно, создание КА возможно лишь на основе комплексного анализа результатов исследований по всей совокупности составляющих задач с учетом дополнительных условий и ограничений. Хотя не все направления равно-

значны, но по каждому должен проводиться обширный комплекс исследований, не связанных с выбором какого-либо конкретного КА. Это очень важно, так как, приступая к решению той или иной задачи, приходится задаваться определенными предпосылками относительно недостающих данных и эти предпосылки тем справедливее, чем глубже проведены исследования по смежным областям. В силу этого следует говорить об оптимальном или по крайней мере рациональном решении различных задач по каждому из указанных направлений. Получение же наилучшего варианта КА, как указывалось выше, возможно лишь в результате комплексной оптимизации, прибегая во многих случаях к компромиссу, ибо частные оптимальные решения зачастую выдвигают противоположные требования.

С точки зрения проектирования КА отправным пунктом является выбор основных проектно-баллистических характеристик — это прежде всего необходимая величина аэродинамического качества $K_{расп}$ и допустимая нагрузка на лобовую поверхность P_s . Выбор указанных параметров во многом предопределяет тип КА и, следовательно, направления дальнейших исследований. Вместе с тем понятно, что определение диапазона приемлемых значений для $K_{расп}$ и P_s невозможно без принятия определенных предположений по другим направлениям проектирования.

В силу отмеченного следует говорить о проектно-баллистических аспектах исследований, выходными параметрами которых являются значения величины аэродинамического качества ($K_{расп}$) и допустимой нагрузки на лобовую поверхность, а также ряд сопутствующих факторов.

Найденные значения $K_{расп}$ и P_s в сочетании с условиями входа и характеристиками атмосферы позволяют определить конкретную траекторию снижения КА, что вносит достаточную ясность в другие направления и позволяет рассчитать многие характеристики спуска. Действительно, теперь представляется возможным определить тепловой и перегрузочный режимы спуска КА, условия радиосвязи, условия работы системы управления и других систем КА (в частности, системы терморегулирования и т. п.). В результате можно приступать к решению задачи теплозащиты КА, выбору конструкции, управления; можно искать оптимальную форму КА, удовлетворяющую требуе-

мым значениям $K_{\text{расп}}$ и P_S ; проводить исследования по уточнению аэродинамических характеристик (как статических, так и динамических) и т. п. Одним словом, есть все необходимые условия для проведения первой итерации по выбору КА, которая, в частности, может показать, что выбранные величины P_S и $K_{\text{расп}}$ не удовлетворяют рациональному решению в целом. Например, в силу некоторых обстоятельств приходится принять определенное решение по системе мягкой посадки. Это может коренным образом повлиять на требуемые значения P_S и $K_{\text{расп}}$ и в целом на форму КА.

Другим важным направлением, определяющим выбор КА, являются *исследования по аэрогазодинамике*. Это направление включает теоретические изыскания, экспериментальные, модельные (макетные) и натурные испытания и т. д. Для решения задач аэрогазодинамического проектирования привлекаются все современные средства, от ЭВМ и аэрогазодинамических труб до испытаний с использованием самолетов, вертолетов и ракет-носителей. Специфика проектных работ приводит к необходимости проведения исследований в два этапа.

Главной задачей первого этапа является получение максимального количества данных по аэрогазодинамическим характеристикам большого числа разнообразных форм аппаратов, которые используются при системном анализе задачи проектирования и создания КА. В результате исследований определяются принципиальные возможности различных типов КА в отношении прежде всего величины аэродинамического качества и других статических характеристик.

Второй этап связан с конкретизацией формы КА выбранного типа и уточнением всего спектра аэродинамических характеристик, как статических, так и динамических. В этом случае необходима глубокая детализация и тщательная проработка всех возникающих задач. Как правило, по материальным и людским затратам исследования второго этапа существенно превышают первый. Действительно, если на первом этапе во многих случаях возможны теоретические расчеты, а сравнительно незначительные эксперименты ставятся лишь с целью подтверждения теоретических выводов, причем основной объем экспериментов проводится на имеющихся установках, то на втором

этапе уровень выдвигаемых требований по точности аэрогазодинамических характеристик чрезвычайно высок, что в подавляющем большинстве случаев требует всесторонних натурных испытаний и уникальных экспериментов. Второй этап является рентабельным, так как получаемые результаты в некоторых случаях могут заставить отказаться от намечаемой формы КА и искать приемлемый вариант.

Третьим важным направлением, определяющим облик КА, является *выбор типа и аэродинамической формы аппарата*. Сложность проблемы состоит в том, что ее решение зависит от целого ряда факторов: от условий входа, выбранной схемы спуска и параметров атмосферы; от принятой системы управления, теплозащиты, способа посадки; от характера полезного груза, особенностей компоновки и многих других. При этом необходимо отметить многообразие вариантов по возможным формам КА, в целом удовлетворяющих определенным исходным данным.

Предположим, что выбран КА скользящего типа и имеются данные по потребным значениям аэродинамического качества $K_{расп}$ и нагрузки на лобовую поверхность P_S . На основании имеющегося опыта эксплуатации КА скользящего типа остановимся на управлении эффективным качеством. Обеспечить заданные величины $K_{расп}$ и P_S можно при самых разнообразных формах лобовых экранов: сегментной (с разным радиусом сегмента), конической (с разными углами конуса) и т. д. Балансировка аппарата на определенном балансировочном угле α_0 может быть достигнута за счет смещения центра масс или лобового экрана относительно продольной оси симметрии, созданием разного рода несимметричных лобовых щитов и т. д. Столь же многообразны и варианты хвостовой части КА. Из всего этого многообразия необходимо выбрать единственную рациональную (еще лучше — оптимальную) форму, удовлетворяющую всем основным требованиям. Объем исследований несоизмеримо возрастает в случае необходимости сравнительного анализа различных типов форм КА с целью выбора наилучшего.

Ниже будут рассмотрены некоторые задачи баллистического проектирования как основополагающего направления при разработке КА, в результате которого следует

определить область применения различных типов КА и сформулировать требования к основным проектно-баллистическим параметрам КА, оценив их влияние на основные характеристики траекторий спуска.

§ 7.2. ВЫБОР СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ

В качестве главной задачи будем рассматривать задачу обеспечения мягкой посадки КА с минимальными энергетическими затратами, что в итоге должно обеспечить максимальную массу доставляемой на поверхность Марса полезной нагрузки ($\max m_{\text{пн}}$). Никаких дополнительных ограничений и требований по перегрузке и тепловому режиму, по маневру и точной посадке в заданном районе и т. п. не выдвигается. Исследуется прямой вход КА в плотные слои атмосферы с гиперболических подлетных траекторий. Движение КА происходит внутри коридора входа, ширина которого не превышает ± 70 км, а прицельная высота условного перицентра $h_{\text{пр}}^{\text{пр}}$ выбирается из условия наилучшего выполнения основной задачи. Численные материалы получены в основном для модели, соответствующей наиболее разреженной атмосфере. Возможное увеличение плотности в реальном полете будет способствовать лишь облегчению выполнения задачи спуска и посадки. Как обычно, на траекторию спуска накладывается ограничение по минимальной высоте пролета над поверхностью планеты (в случае рикошетирования $h \geq h_{\text{доп}}$).

Как было показано в главах 4 и 5, требуемые условия в конце участка аэродинамического торможения существенно зависят от вида СМП. Однако качественная картина не изменится, если задачи баллистического проектирования будут решаться для какого-либо одного типа СМП. Для определенности будем полагать использование реактивной системы мягкой посадки, т. е. эффективность торможения на основном участке снижения будем оценивать по достигаемой конечной скорости, имея в виду, что получение $\min V_{\text{к}}$ обеспечивает минимум массы СМП. За максимально допустимое значение скорости в конце участка аэродинамического торможения примем $V_{\text{к}} \leq 700 \div 750$ м/сек (соответственно $3 \div 3,5$ М). Будем полагать, что на протяжении спуска нагрузка на лобовую поверхность $P_S = \text{const}$. В реальном полете за счет уноса тепло-

защитного покрытия и выработки рабочего топлива на управление величина P_S к концу участка основного аэродинамического торможения несколько уменьшается (на несколько процентов), но это не оказывает существенного влияния на конечные результаты.

В случае использования КА, обладающих аэродинамическим качеством, предполагаем оптимальное управление этим качеством из условия $\min V_K$. Если для КА скользящего типа способ управления эффективным качеством (с использованием угла крена) в настоящее время общепризнан и проверен на практике, то для КА с большим значением аэродинамического качества (КА с несущим корпусом или космический самолет, для которых $K_{\max} > 1$) рациональный способ управления не столь очевиден. Рассмотрим этот вопрос несколько подробнее.

Выбор способа управления КА планирующего типа с использованием критерия оптимальности $\min V_K$. Если известны характер и структура оптимального управления любого из рассматриваемых способов управления (см. главу 6), то не представляет особых трудностей получение численных результатов по $V_{K \min}$, достигаемых для КА различных типов, отличающихся проектно-баллистическими характеристиками. Численные результаты исследования получены для КА трех типов, аэродинамические характеристики которых представлены на рис. 6.15 и которые имеют значения $K_{\max}$, равные 0,32 (КА скользящего типа), 1,5 (КА с несущим корпусом) и 2,4 (космический самолет).

При исследовании управления путем изменения угла крена используем результаты решения вариационной задачи об отыскании оптимального управления углом крена из условия $\min V_K$, представленные в главе 6. Будем предполагать, что для КА заданной конкретной формы возможна балансировка на любом значении угла атаки внутри диапазона $\alpha_{\min} \leq \alpha_0 \leq \alpha_{\max}$, где $\alpha_{\min} \geq 0$, $\alpha_{\max} \leq 90^\circ$.

В этом случае, задаваясь последовательно различными значениями α_0 , можно для каждого конкретного значения $\alpha_0 = \alpha_0^*$ определить минимальную конечную скорость $V_{K \min}$ при использовании программы оптимального управления углом крена. Очевидно, каждому значению α_0^* соответствует своя, вполне определенная величина K_6 и P_x

и, следовательно, свое значение минимальной конечной скорости.

На рис. 7.2 в качестве примера представлены зависимости минимальной конечной скорости от угла α_0 для трех рассматриваемых типов КА. Из их рассмотрения видно, что вначале с увеличением α_0 от $\alpha_0 = \alpha_{\min}$, примерно соответствующего максимальному аэродинамическому

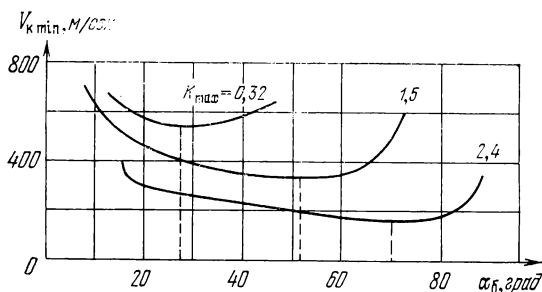


Рис. 7.2. Минимальная конечная скорость при оптимальном управлении с помощью изменения угла крена ($P_S = 350 \text{ кг/м}^2$, $h_{\text{доп}} = 6 \text{ км}$). (Для КА с $K_{\max} = 0,32$ α_0 следует считать отрицательным).

качеству $K_{\max}$, минимальная конечная скорость заметно уменьшается. Например, для КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$) увеличение α_0 от 15° до 35° (или соответственно уменьшение K_0 от $K_0 = K_{\max} = 1,5$ до $0,95$) приводит к уменьшению конечной скорости при оптимальном управлении от 530 до 355 м/сек . При дальнейшем увеличении угла атаки до $\alpha_0 = \alpha_0^{\text{opt}}$ вариация $V_{\text{к min}}$ заметно снижается и для широкого диапазона α_0 наблюдается достаточно пологий минимум функции $V_{\text{к min}}(\alpha_0)$. Так, для того же КА дальнейшее увеличение α_0 от 35° до $\alpha_0^{\text{opt}} = 52^\circ$ приводит к изменению $V_{\text{к min}}$ от 355 до 344 м/сек . При дальнейшем увеличении угла атаки происходит сначала незначительное, а при $\alpha_0 > 65^\circ$ резкое возрастание конечной скорости $V_{\text{к}}$. Аналогичная зависимость $V_{\text{к min}}(\alpha_0)$, как видно из рис. 7.2, при управлении эффективным качеством наблюдается также для КА скользящего и самолетного типа.

Итак, при управлении с использованием угла крена для достижения минимальной конечной скорости нет необходимости стремиться к увеличению аэродинамического

качества и, более того, режим полета с углом атаки, соответствующим $K_{\max}$, в рамках поставленной задачи оказывается невыгодным.

В дальнейшем будем предполагать, что при управлении эффективным качеством КА балансируется на оптимальном (из условия $\min V_K$) угле атаки $\alpha_0 = \alpha_0^{\text{opt}}$. Целесообразно отметить, что оптимальные значения α_0^{opt} соответствуют достаточно малым значениям аэродинамического качества ($K_0 \approx 0,3 \div 0,5$) при сравнительно большом значении коэффициента лобового сопротивления независимо от типа КА (табл. 7.1).

Таблица 7.1

Оценка эффективности различных способов управления КА

Управление углом атаки	$K_{\max}$	α при $K = K_{\max}$, град	C_x при $K = K_{\max}$	$V_K \text{ min. м/сек}$
	0,32	31	1,24	530
	1,5	14	0,43	320
	2,4	16	0,05 ($\times 6,5^*$)	141
Управление углом крена	α_0^{opt} , град	K при $\alpha_0 = \alpha_0^{\text{opt}}$	C_x при $\alpha_0 = \alpha_0^{\text{opt}}$	$V_K \text{ min. м/сек}$
	27	0,285	1,3	540
	52	0,5	1,7	335
	70	0,36	1,5 ($\times 6,5^*$)	150
*) Отношение площади крыла к площади мишени космического самолета составляет 6,5.				

Данные табл. 7.1 позволяют сравнить эффективность применения различных способов управления для КА рассматриваемых типов. В частности, приведены значения минимальных скоростей в конце участка аэродинамического торможения при управлении эффективным качеством, а также с использованием угла атаки и угла крена. Результаты получены при одинаковых исходных предположениях и условиях на управление, т. е. во всех случаях рассматривалось оптимальное управление аэродинамическим качеством.

При рассмотрении двухканального управления посредством углов атаки и крена воспользуемся результатами

решения соответствующей оптимальной задачи в главе 6. В этом случае величина скорости в конце участка основного аэродинамического торможения несколько меньше, чем при управлении эффективным качеством, однако разница по $V_{K \min}$ чрезвычайно мала и не превышает $3 \div 4\%$ от величины V_K ($15 \div 20$ м/сек). Эти результаты справедливы для широкого диапазона изменения нагрузки на

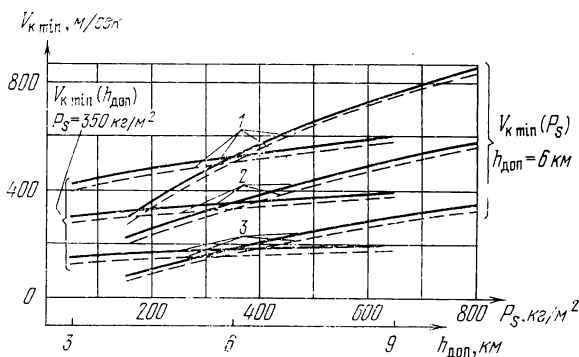


Рис. 7.3. Минимальная конечная скорость при оптимальном управлении изменением угла крена (сплошная линия) и угла атаки (штриховая линия). (1 — КА с $K_{\max} = 0,32$; 2 — $K_{\max} = 1,5$; 3 — $K_{\max} = 2,4$.)

лобовую поверхность и при различных ограничениях по $h_{доп}$, что подтверждается, например, зависимостями, приведенными на рис. 7.3.

Таким образом, оптимальное (по $\min V_K$) управление с помощью изменения углов атаки и крена не имеет существенных преимуществ по сравнению с управлением посредством одного лишь угла крена. Это важный результат, ибо при решении задачи о выборе типа КА можно рассматривать только управление эффективным качеством, что существенно проще с точки зрения получения численных результатов для различных конкретных форм КА.

§ 7.3. ОБЛАСТЬ ПРИМЕНИМОСТИ КА РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

Общая тенденция развития космической техники, состоит в том, что реализация того или иного проекта с использованием принципиально новых технических средств целесообразна лишь тогда, когда старые средства не удов-

летворяют новым условиям и требованиям, и если возможны альтернативные варианты решения одной и той же задачи, то в большинстве случаев предпочтение отдается более простому, надежному и отработанному, хотя этому и предшествует всесторонний сравнительный анализ. Отмеченные соображения следует иметь в виду при окончательном выборе конкретного типа КА.

КА баллистического спуска. Это самый простой вид спуска, реализуемый, как правило, на простых и хорошо изученных аэродинамических формах, не требующих сложных и громоздких систем управления. Но как было показано в главе 2, посадка на поверхность Марса КА баллистического типа возможна лишь при ограниченных значениях нагрузки на лобовую поверхность. Так, при обеспечении самых благоприятных условий баллистические КА в состоянии погасить энергию за счет аэродинамического торможения лишь до скоростей $V_k \approx 600 \div 750$ м/сек (что соответствует числам Маха $M \approx 2,5 \div 3,5$) при $P_x < 70 \div 80$ кг/м². Такая малая нагрузка на лобовую поверхность далека от оптимального значения, отношение $m_{\text{пн}}/m_{\text{КА}}$ получается существенно меньше, чем у КА с большими значениями P_x . Увеличение массы полезного груза, который требуется доставить на поверхность Марса, приводит к принципиальным трудностям в создании КА с малыми значениями P_x (и, следовательно, P_S). Как известно, площадь мидела КА прямо связана с площадью мидела ракеты-посителя, и, начиная с некоторого значения P_S , единственным путем увеличения площади мидела с целью уменьшения P_S является создание всякого рода раскрывающихся конструкций. Этот путь решения задачи принципиально возможен, но при очень больших массах КА становится нерациональным и требует перехода к КА, обладающим аэродинамической подъемной силой.

КА планирующего типа. Использование планирующих КА позволяет удовлетворить многим условиям и требованиям, которые даже не рассматриваются при баллистическом спуске. При этом эффективность их применения в общем случае зависит от величины располагаемого аэродинамического качества, которое используется для управления.

Выше было выделено три характерных типа КА планирующего спуска: КА скользящего спуска, с несущим кор-

пусом и космический самолет. Каждый из них обладает своими преимуществами и недостатками, различной степенью экспериментальной и летной отработки и соответственно различной сложностью реализации. Пока не существует общих критериев сравнения таких аппаратов, и заранее трудно отдать предпочтение какому-либо типу.

Определим границы применимости указанных типов КА с точки зрения возможного диапазона реализуемых нагрузок на лобовую поверхность. Для этого используем данные, представленные на рис. 7.3 и 7.4. На рис. 7.3 показано влияние нагрузки на лобовую поверхность P_S и

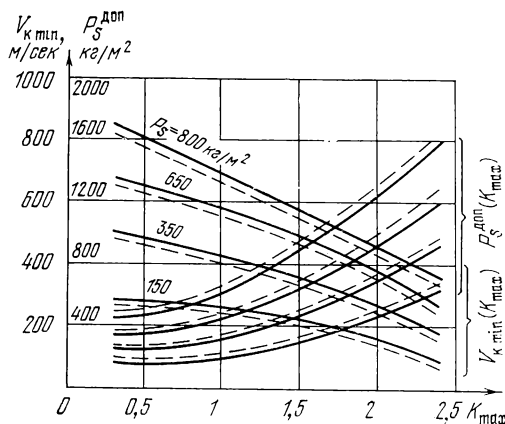


Рис. 7.4. Зависимость минимальной конечной скорости и допустимой нагрузки на лобовую поверхность от максимального аэродинамического качества при оптимальном управлении посредством изменения углов крена (сплошная линия) и атаки (штриховая линия).

ограничения на глубину погружения КА $h_{\text{доп}}$ на скорость в конце участка основного аэродинамического торможения при оптимальном управлении по углу атаки и по углу крена. На рис. 7.4 приведены зависимости минимальной конечной скорости $V_{k \min}$ и допустимой нагрузки на лобовую поверхность $P_S^{\text{доп}}$ от величины располагаемого аэродинамического качества при соответствующих ограничениях. Величина $V_{k \min}$ увеличивается почти линейно с ростом P_S и $h_{\text{доп}}$. При этом кривизна соответствующих кривых существенно увеличивается при переходе от КА самолетных форм к КА скользящего спуска. Например, при

увеличении P_S с 200 до 800 кг/м² $V_{K \min}$ возрастает примерно на 260 м/сек для КА с $K_{\max} = 2,4$ и на 500 м/сек для КА с $K_{\max} = 0,32$. Характер зависимостей $V_{K \min}(P_S)$ и $V_{K \min}(h_{\text{доп}})$ практически одинаков для обоих способов управления.

Приведенные данные определяют однозначную зависимость между потребной величиной аэродинамического качества, поставленными условиями по конечной скорости V_K и глубиной погружения $h_{\text{доп}}$. Они позволяют, по крайней мере в первом приближении, определить требуемый тип КА. Рассмотрим этот вопрос подробнее.

Наибольший интерес представляет определение границ применимости КА скользящего типа. Достоинства подобных КА общепризнаны, они находят широкое практическое применение (КА типа «Союз», «Аполлон», «Викинг»), по ним имеется большой объем теоретических и экспериментальных данных, а также накоплены результаты наземных и летных испытаний. Однако реализовать спуск тяжелых КА скользящего типа при больших нагрузках на лобовую поверхность чрезвычайно затруднительно: при оговоренных выше исходных условиях по конечной скорости ($V_K < 600 \div 700$ м/сек) область применения этого типа аппаратов ограничена нагрузками на лобовую поверхность порядка 500 ÷ 600 кг/м² (рис. 7.2, 7.4). Выдерживание P_S в требуемых пределах для КА скользящего типа в случае возрастания массы КА возможно, так же как и для баллистических КА, путем создания разного рода раскрывающихся устройств для увеличения площади мишеля S_m , компенсирующего увеличение m_{KA} . Это нелегкая задача, и ее практическое решение может оказаться по затратам и потребному объему отработки эквивалентным разработке более перспективного типа КА с большим значением аэродинамического качества ($K_{\max} > 1$), на которых существенно проще komponуются грузы большой массы и которые обладают новыми возможностями решения других задач, помимо задачи мягкой посадки (см. главу 6). Использование аппаратов с несущим корпусом увеличивает область допустимых нагрузок на лобовую поверхность ($P_S^{\text{доп}}$) до 1000 ÷ 1100 кг/м², а космические самолеты расширяют диапазон $P_S^{\text{доп}}$ до 2000 ÷ 2200 кг/м².

Особенно интересно рассмотреть применение различных типов КА в зависимости от P_S , когда необходимо га-

шение энергии на основном участке аэродинамического торможения до дозвуковых скоростей ($V_K < 200$ м/сек). Данные рис. 7.3, 7.4 показывают, что это можно реализовать на КА скользящего типа при $P_S^{\text{доп}} < 80$ кг/м²; космический самолет увеличивает $P_S^{\text{доп}}$ до $300 \div 400$ кг/м². Следует иметь в виду, что представленные на рис. 6.15 аэродинамические характеристики справедливы только для гиперзвукового диапазона скоростей полета; при уменьшении числа Маха аэродинамические характеристики резко изменяются, особенно в районе критических скоростей полета. В этом случае для КА с $K_{\text{max}} > 1$ характерно существенное возрастание величины аэродинамического качества (до нескольких единиц). Однако общий вид зависимостей, представленных на рис. 7.3, 7.4, принципиально не изменяется.

Хотя в некоторых случаях тип КА определяется однозначно, часто он может быть выявлен лишь в результате тщательного сравнительного анализа разных аппаратов, способных обеспечить решение целевой задачи.

§ 7.4. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КА

Предположим, что тип КА известен. Даже при этом условии задача выбора конкретной аэродинамической формы чрезвычайно сложна. Чтобы приступить к ее решению, необходимо задаться определенными предпосылками в отношении основных проектно-баллистических характеристик, прежде всего по требуемой величине располагаемого аэродинамического качества $K_{\text{расп}}$ и нагрузке на лобовую поверхность P_S . Чем больше у КА величина располагаемого качества при прочих равных условиях, тем больше возможностей реализовать оптимальную траекторию снижения и поэтому меньше затраты на организацию мягкой посадки. Однако это пожелание реализовать очень сложно. Наибольший интерес представляет задача определения минимально необходимого значения аэродинамического качества $(K_{\text{расп}})_{\text{min}}$, позволяющего обеспечить приемлемое решение целевой задачи с учетом всех ограничений и необходимых предпосылок. В рассматриваемом случае — это обеспечение необходимой скорости в конце участка

основного аэродинамического торможения. При окончательном выборе аэродинамической формы КА, позволяющей реализовать то или иное значение $K_{\text{расп}}$, решают целый комплекс дополнительных задач, куда входят тепловые, компоновочные, динамические и многие другие вопросы. Но $(K_{\text{расп}})_{\text{min}}$ является той основной характеристикой, которая всегда принимается во внимание. Обычно $(K_{\text{расп}})_{\text{min}}$ не превышает максимального значения аэродинамического качества, которое можно получить при выбранной форме КА. Это особенно характерно для КА, управляемых эффективным качеством, когда соответствующей балансировкой на угле атаки $\alpha = \alpha_0$ обеспечивают $K_0 = (K_{\text{расп}})_{\text{min}}$.

Прежде чем перейти к описанию методики выбора $(K_{\text{расп}})_{\text{min}}$, остановимся кратко на втором основном проектно-баллистическом параметре — нагрузке на лобовую поверхность P_S . При спуске в атмосфере Земли абсолютная величина P_S не играет, по крайней мере с баллистической точки зрения, особого значения. Иначе обстоит дело при рассмотрении задачи спуска в атмосфере Марса. С увеличением P_S возрастает конечная скорость V_K при прочих равных условиях. В этом смысле желательно иметь возможно меньшее значение P_S . Однако последнее требование, как уже отмечалось, связано с рядом существенных ограничений, которые имеют место при создании КА: определенная величина диаметра миделевого сечения КА, возможная величина выводимого полезного груза, конструктивные возможности проектирования КА и ряд других. Все это требует дополнительных комплексных исследований, выходящих за рамки получения исходных предпосылок для проектирования КА. Главным является то, что при спуске в атмосфере Марса задачу о минимальном потребном значении $(K_{\text{расп}})_{\text{min}}$ нельзя решать в отрыве от возможной нагрузки на лобовую поверхность. При этом, если известна масса КА и возможный диаметр миделевого сечения, то с баллистической точки зрения следует выбирать такую форму, которая обеспечивает максимальное значение коэффициента лобового сопротивления при прочих равных условиях.

Проведенные исследования показывают, что при фиксированном значении приведенной нагрузки на лобовую поверхность (P_N) увеличение аэродинамического каче-

ства ведет к уменьшению величины конечной скорости V_K . С другой стороны, при фиксированном значении располагаемого качества уменьшение P_x ведет также к уменьшению V_K . Такая зависимость V_K от P_x и $K_{\text{расп}}$ наводит на мысль о существовании некоторого оптимального сочетания величин P_x и $K_{\text{расп}}$ для аппарата определенной формы при заданной массе и площади миделевого сечения. Очевидно, что при определенном значении P_S оптимальное сочетание следует определять для C_x и K_b . Численные исследования позволили выявить указанные закономерности. В результате была определена (рис. 7.5) расчетная

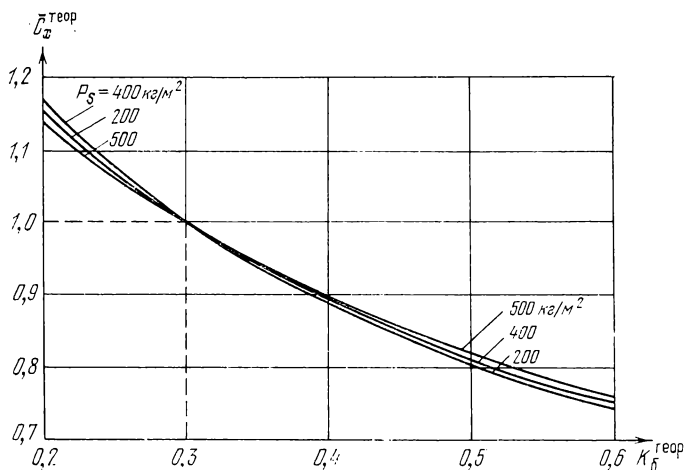


Рис. 7.5. Теоретическая зависимость между приведенным коэффициентом лобового сопротивления $\bar{C}_x^{\text{теор}}$ и величиной аэродинамического качества $K_b^{\text{теор}}$, обеспечивающая равные значения конечной скорости V_K для КА с одинаковыми значениями P_S и при прочих равных условиях (управление с изменением угла крена; $h_{\text{доп}} = 6 \text{ км}$, $h_K = 6 \text{ км}$).

зависимость между величиной располагаемого качества и коэффициентом лобового сопротивления $K_b^{\text{теор}}(C_x^{\text{теор}})$, соответствующая равным скоростям V_K для КА с одинаковыми значениями P_S и при прочих равных условиях. Построена она следующим образом. За исходное значение аэродинамического качества берется величина $K_{b0}^{\text{теор}} = 0,3$; значение коэффициента лобового сопротивления C_x

можно принять любой величины. Для простоты рассуждений примем $C_{x0}^{\text{теор}} = 1$. Увеличивая или уменьшая $K_0^{\text{теор}}$, определяем значение $C_x^{\text{теор}}$ из условия сохранения неизменной величины конечной скорости V_K , достигнутой при исходных значениях $K_0^{\text{теор}} = 0,3$ и $C_{x0}^{\text{теор}} = 1$. Как и следовало ожидать, при увеличении $K_0^{\text{теор}}$ выполнение этого условия достигается уменьшением $C_x^{\text{теор}}$, и наоборот. Например, при увеличении $K_0^{\text{теор}}$ до 0,5 требуется уменьшение $C_x^{\text{теор}}$ примерно до 0,82. Необходимо отметить, что указанная зависимость $K_0^{\text{теор}}$ ($C_x^{\text{теор}}$) слабо зависит от нагрузки на лобовую поверхность в диапазоне $P_S = 200 \div 500 \text{ кг/м}^2$, а также от ограничения по $h_{\text{доп}}$ и от высоты окончания участка основного аэродинамического торможения h_K . Для дальнейших исследований можно принять некоторую среднюю расчетную зависимость. При этом будем рассматривать не конкретное значение $C_x^{\text{теор}}$, соответствующее взятому $K_0^{\text{теор}}$, а отношение коэффициента лобового сопротивления при выбранном значении $K_0^{\text{теор}}$ к значению C_{x0} при $K_0 = 0,3$, которое обозначим через $\bar{C}_x^{\text{теор}}$. Это удобно для проведения сравнительного анализа различных аэродинамических форм.

Перейдем к анализу подобных зависимостей для КА некоторых форм (рис. 7.6). С баллистической точки зрения уменьшать или увеличивать располагаемое значение качества сверх 0,3 целесообразно только в том случае, если зависимость $\bar{C}_x(K_0)$ для данного КА лежит выше соответствующей расчетной зависимости, так как в этом случае может быть уменьшена величина V_K . Вывод справедлив для любых КА, управляемых по углу крена и осуществляющих спуск в разреженной атмосфере Марса.

В результате анализа зависимостей $\bar{C}_x(K_0)$ для большого числа возможных аэродинамических форм, по каждому из рассматриваемых типов КА, выявлены следующие основные закономерности (см. рис. 7.6 и табл. 7.1):

— практически для всех реальных форм КА скользящего типа фактическая кривая $\bar{C}_x(K_0)$ лежит ниже расчетной зависимости $\bar{C}_x^{\text{теор}}(K_0^{\text{теор}})$, очень незначительно отличаясь от нее в диапазоне $K_0 = 0,2 \div 0,4$, в котором и следует искать реализуемое оптимальное значение;

— для любых форм КА с большим значением аэродинамического качества ($K_{\max} > 1$) только в диапазоне $K_0 \approx 0,3 \div 0,6$ кривые $\bar{C}_x(K_0)$ проходят несколько выше расчетной кривой, а при $K_0 > 0,5 \div 0,6$ расположены ниже, резко расходясь с ней при $K_0 > 0,6 \div 0,8$.

Отсюда вытекает целесообразность поиска рационального значения $(K_{\text{расц}})_{\min}$, обеспечивающего посадку КА без

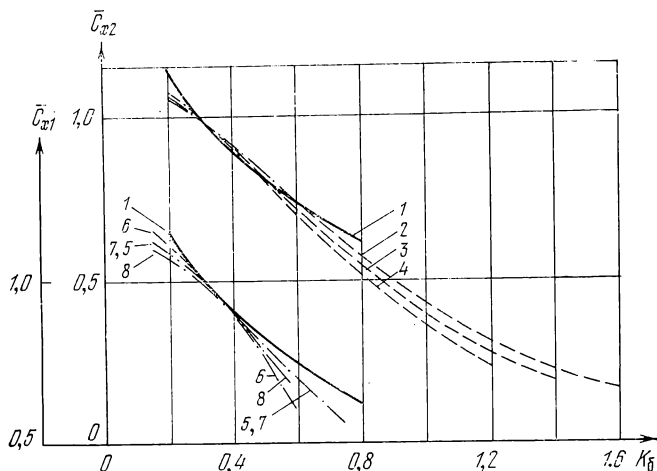


Рис. 7.6. Приведенный коэффициент лобового сопротивления для реальных аэродинамических форм КА (управление эффективным качеством). (1 — средняя теоретическая кривая $\bar{C}_x^{\text{теор}}(K_0^{\text{теор}})$; 2 — плоская пластина; 3 — космический самолет ($K_{\max} = 2,4$); 4 — КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$). Лобовой экран в виде: 5 — сегмента с углом 60° ; 6 — конуса с углом 60° ; 7 — сегмента с углом 70° ; 8 — конуса с углом 70° .)

ущерба в достижении целевой задачи. Особенно актуальное значение этот вопрос приобретает для КА скользящего типа, так как для них проще всего реализовать минимальные значения аэродинамического качества при балансировке КА любым возможным способом. Действительно, при балансировке за счет несимметрии массы требуется минимальная величина смещения центра масс КА относительно продольной оси, при аэродинамической балансировке — минимальный угол разворота лобового экрана. Например, величина $K_0 = 0,2$ реализуется при балансировке КА на угле $\alpha_0 = -18^\circ$, а $K_0 = 0,3$ — на

$\alpha = -28^\circ$ (см. рис. 6.15), или соответственно разворотом лобового экрана на угол $2 \div 6^\circ$ для $K_b = 0,2$ и $5 \div 10^\circ$ для $K_b = 0,3$ (рис. 7.7).

Проведем сравнение двух аппаратов одинаковой массы, габаритов и форм, отличающихся величиной располагаемого аэродинамического качества: $K_b = K_{\text{расп}} = 0,2$ и $K_b = 0,3$. Будем предполагать, что аэродинамическое

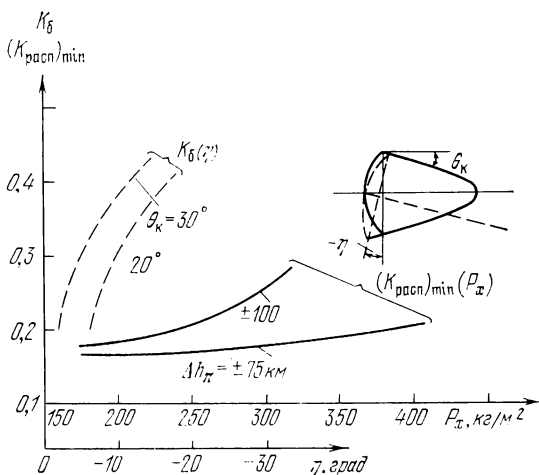


Рис. 7.7. Балансировочное значение аэродинамического качества при разных углах η разворота лобового экрана и требуемое минимальное значение качества в зависимости от приведенной нагрузки на лобовую поверхность.

качество обеспечивается разворотом лобового экрана на соответствующий угол η (см. рис. 7.7). Для 60-градусного конического (или сегментного) лобового экрана уменьшение K_b до 0,2 вызывает уменьшение приведенной нагрузки на лобовую поверхность $(P_x)_{K_b=0,2} = 0,91$ $(P_x)_{K_b=0,3}$. Уменьшение качества до 0,2 приводит к увеличению конечной скорости приблизительно на 10 м/сек. Для гашения этой избыточной скорости активным путем требуется 30 $\div$ 50 кг топлива при $m_{\text{КА}} \approx 10$ т. Вместе с тем уменьшение аэродинамического качества приводит к уменьшению времени спуска и соответственно потребной массы тепловой защиты. Действительно, для КА массой 10 т и диаметром мидаля $D_{\text{КА}} \approx 5,0$ м уменьшение каче-

ства с 0,3 до 0,2 ведет к уменьшению потребного веса тепловой защиты более чем на 50 кг. Таким образом, полезная масса на спускаемом КА остается без изменения, происходит только перераспределение массы топлива для активного торможения и массы тепловой защиты.

В результате анализа представленного материала можно для КА скользящего типа ставить задачу о выборе минимально необходимого значения аэродинамического качества только из условия обеспечения заданного коридора входа. И это значение будет близким к оптимальному для каждой рассматриваемой формы. На рис. 7.7 приведена зависимость $(K_{\text{расп}})_{\min}$ от нагрузки на лобовую поверхность при разной ширине коридоров входа. В частности, при $\Delta h_{\pi} = \pm 70$ км необходимы следующие величины располагаемого аэродинамического качества ($h_{\text{доп}} = h_{\text{к}} = 6$ км):

$$\begin{aligned} (K_{\text{расп}})_{\min} &> 0,2 \quad \text{при} \quad P_x > 300 \div 350 \text{ кг/м}^2, \\ (K_{\text{расп}})_{\min} &> 0,17 \quad \text{при} \quad P_x > 150 \div 200 \text{ кг/м}^2. \end{aligned}$$

Для аппаратов с большим значением максимального аэродинамического качества (КА с несущим корпусом, космический самолет) задача об определении $(K_{\text{расп}})_{\min}$ имеет определенную специфику. Дело заключается в том, что при управлении по крену подобные КА целесообразно балансировать на углах атаки, превышающих углы, на которых достигается K_{max} . Это однозначно следует из рассмотрения рис. 6.15 и 7.2, а объясняется тем, что при меньших углах атаки ($\alpha_0 < (\alpha_0)_{K_{\text{max}}}$) коэффициенты лобового сопротивления КА рассматриваемых форм имеют сравнительно малые значения и оптимальное сочетание K_0 и C_x обеспечивается при $\alpha_0 \gg (\alpha_0)_{K_{\text{max}}}$, где значения C_x достаточно велики при относительно малых значениях K_0 (см. табл. 7.1). Складывается такая ситуация, что требование уменьшения α_0 приводит к увеличению K_0 при одновременном уменьшении C_x . При этом эффект влияния C_x сказывается существеннее, что проявляется в увеличении конечной скорости (см. рис. 7.2). Однако следует иметь в виду два важных факта. Во-первых, для КА с $K_{\text{max}} > 1$ конечная скорость сравнительно слабо зависит от α_0 в достаточно широком диапазоне его изменения (рис. 7.2). Так, для КА с $K_{\text{max}} = 2,4$ изменение α_0 от 70

до 50° приводит к возрастанию конечной скорости менее чем на 40 м/сек . Во-вторых, и это очень существенно для КА с $K_{\max} \gg 1$, менее остро (по сравнению с КА скользящего типа) стоит задача балансировки на больших углах атаки, ибо появляется возможность использования для этих целей всякого рода щитков и закрылков. Поэтому для КА с большим значением аэродинамического качества балансировочный угол атаки можно выбирать, исходя в основном из требований устойчивости и компоновки КА.

§ 7.5. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КА ИЗ УСЛОВИЯ МАКСИМУМА КОНЕЧНОЙ ВЫСОТЫ

Как было показано, использование парашютно-реактивной системы мягкой посадки КА предъявляет специфические требования к траектории спуска на участке аэродинамического торможения. Особенность здесь состоит в том, что главной целью при выборе управления на траектории спуска является не уменьшение скорости до минимального значения на некоторой конечной высоте (как это требуется для системы активного торможения), а максимизация высоты h_K , на которой скорость снижения не должна превышать некоторого допустимого значения $V_{K \text{ доп}}$:

$$h_K \text{ максимальна} \quad (7.1)$$

при условии

$$V_K \leq V_{K \text{ доп}}. \quad (7.2)$$

Обеспечение (7.1) при условии (7.2) позволяет уменьшить потребные затраты массы на ПРС и создать наиболее благоприятные условия для ввода ее в работу (см. главу 6).

Величина $V_{K \text{ доп}}$ соответствует предельно допустимой скорости ввода ПРС и определяется в основном теплофизическими свойствами материала, из которого изготовляется купол парашюта, а также условием наполняемости купола и устойчивости системы аппарат-парашют. В настоящее время предельно допустимым значением скорости раскрытия парашютной системы считается скорость $V_{K \text{ доп}}$, соответствующая числу $M \approx 3,5$ [62]. На эту величину $V_{K \text{ доп}}$ будем ориентироваться при анализе траекторий аэ-

родинамического торможения КА с последующим использованием ПРС.

Итак, сформулируем следующую задачу: *при заданных начальных условиях (3.28), ограничениях на управление (3.17) и фазовые координаты (3.25) требуется определить такой закон управления эффективным качеством, при котором функционал*

$$I = h_K \quad (7.3)$$

достигает максимума. На правом конце ($t_K = T$) параметры траектории удовлетворяют следующим требованиям:

$$V_K = V_{K \text{ доп}}, \theta_K \text{ свободно}, t_K \text{ свободно}. \quad (7.4)$$

Сформулированная задача полностью эквивалентна (по виду функционала, ограничениям на фазовые координаты и управление, а также по уравнениям связи) задаче о минимуме конечной скорости, рассмотренной в главе 6. Для ее решения в принципе может быть использован тот же подход и методика, что и для задачи об отыскании оптимального управления из условия $\min V_K$.

Проведенные исследования показали, что задача о $\min V_K$ при $h_K = h_{\text{доп}}$ и задача о $\max h_K$ при $V_K = V_{K \text{ доп}}$ являются не только однотипными по форме их записи, но и эквивалентными по структуре оптимального управления. Остановимся на этом вопросе несколько подробнее.

Об эквивалентности задач максимизации конечной высоты и минимизации конечной скорости спуска

Численный анализ результатов решения задачи о минимуме конечной скорости спуска показал (см. главу 6), что для аппаратов с различными значениями аэродинамического качества и приведенной нагрузки на лобовую поверхность, а также для различных условий входа с увеличением конечной высоты минимальная скорость спуска монотонно увеличивается. Этим обстоятельством можно воспользоваться для доказательства эквивалентности задач максимизации конечной высоты при ограничении $V_K \leq V_{K \text{ доп}}$ и минимизации конечной скорости при ограничении $h_K \geq h_{\text{доп}}$.

Действительно, задаваясь последовательно различными значениями конечной высоты и решая задачу о минимуме

муме V_K , можно найти такую высоту h_K^* , на которой величина минимальной конечной скорости спуска будет равна допустимой скорости ввода ПРС: $V_{K \min} = V_{K \text{ доп.}}$. Учитывая характер зависимостей $V_{K \min}(h_K)$, можно утверждать, что не существует никакой другой высоты $h_K > h_K^*$, на которой $V_{K \min} \leq V_{K \text{ доп.}}$. Отсюда следует, что h_K^* и есть та искомая максимальная высота, на которой еще возможен ввод ПРС при ограничении на скорость ввода $V_K \leq V_{K \text{ доп.}}$.

Итак, любая траектория максимальной конечной высоты может быть найдена в классе траекторий минимальной скорости спуска, что и доказывает эквивалентность обеих задач. В этом случае становится ясной структура оптимального управления. Как и для траекторий минимальной конечной скорости, *оптимальное управление может быть двух типов:*

— *одноразовое переключение эффективного качества с минимального значения $K_{\text{эф}}$ — K_0 на максимальное $K_{\text{эф}} = +K_0$ (второй тип управления); в этом случае траектория спуска, реализующая максимум конечной высоты, лежит целиком внутри допустимой фазовой области, ограниченной минимально допустимой высотой пролета КА над поверхностью Марса;*

— *одноразовое или двухразовое переключение $K_{\text{эф}}$ на участке выхода на ограничение, изменение $K_{\text{эф}}$ в соответствии с (6.19) при движении по ограничению и сход с ограничения с максимальным положительным значением $K_{\text{эф}}$ до получения конечной скорости $V_K = V_{K \text{ доп.}}$ (первый тип управления).*

В соответствии с отмеченным свойством неединственности (см. главу 6) управление на участке выхода КА на ограничение может отличаться от указанного выше. Таким образом, как и в задаче $\min V_K$, траектории максимальной конечной высоты, содержащие участок горизонтального полета, обладают свойством неединственности, а величина максимальной высоты определяется лишь скоростью при сходе с ограничения.

Знание структуры оптимального управления КА сводит поставленную задачу оптимизации с критерием (7.1) к достаточно простой однопараметрической краевой задаче для системы дифференциальных уравнений (3.20),

решение которой заключается либо в определении момента переключения эффективного качества с минимального значения на максимальное (второй тип управления), либо в определении оптимальной скорости при сходе с ограничения (первый тип управления).

Тип оптимального управления, как и для рассматривавшихся ранее траекторий минимальной конечной скорости; зависит от проектно-баллистических параметров КА, начальных условий входа, минимально допустимой высоты полета над поверхностью и от величины предельной скорости ввода ПРС.

Анализ оптимальных траекторий

Исследуем методом численного интегрирования оптимальные траектории спуска, реализующие максимальную высоту к моменту достижения заданной скорости ввода парашютной системы. Будем рассматривать прежний диапазон (6.28) основных варьируемых параметров: V_0 , h_π , P_x , K_0 . Величина скорости при вводе парашютной системы находится в пределах

$$500 \text{ м/сек} \leq V_{\text{к доп}} \leq 850 \text{ м/сек},$$

и учитывается ограничение на максимальную глубину погружения КА в атмосферу $h \geq h_{\text{доп}}$.

Существенным этапом решения поставленной задачи является предварительный анализ траекторий спуска с целью определения возможного типа оптимального управления. Признаком, по которому можно провести подобную классификацию оптимальных траекторий, является сравнение минимальной высоты рикошета ($h_{\min}$) при использовании программы однократного переключения $K_{\text{эф}}$ без учета ограничения (3.25) с допустимой высотой полета $h_{\text{доп}}$. Если $h_{\min} \geq h_{\text{доп}}$, то оптимальным является второй тип управления; если же $h_{\min} < h_{\text{доп}}$, то оптимальным является первый тип управления. Проведение такого предварительного анализа существенно упрощает процедуру решения поставленной задачи в целом.

На рис. 7.8 представлены зависимости, показывающие частное влияние каждого из варьируемых параметров V_0 , h_π , P_x , K_0 , $V_{\text{доп}}$ на глубину погружения КА в атмосферу $h_{\min}$ при использовании программы однократного

переключения $K_{эф}$ с $-K_6$ на $+K_6$. При этом рассматривалось движение КА как в наиболее разреженной атмосфере ($\rho(h) = \rho_{\min}$), так и в наиболее плотной ($\rho(h) = \rho_{\max}$). Изменение любого из варьируемых параметров приводит практически к линейному изменению величины $h_{\min}$.

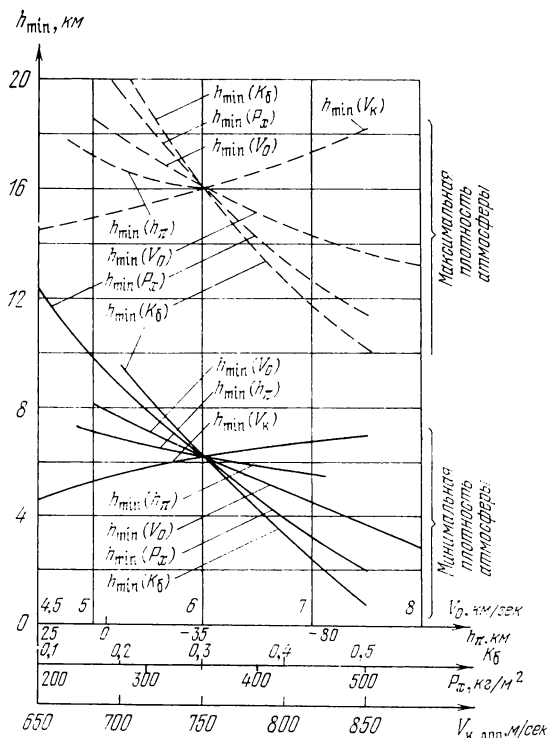


Рис. 7.8. Минимальная высота пролета КА над поверхностью Марса при использовании программы однократного переключения.

С возрастанием скорости входа, приведенной нагрузки на лобовую поверхность, аэродинамического качества и с уменьшением высоты условного перицентра, а также с уменьшением допустимой скорости ввода парашютной системы происходит уменьшение минимальной высоты.

В целом можно отметить, что даже при полете КА в наиболее разреженной атмосфере минимальная высота $h_{\min}$

почти во всех случаях оказывается выше 2—3 км. Наибольшее влияние на величину $h_{\min}$ оказывают приведенная нагрузка на лобовую поверхность и аэродинамическое качество КА, а наименьшее — высота условного перигея траектории входа и допустимая скорость ввода парашютной системы.

Увеличение плотности атмосферы, как и следовало ожидать, приводит к заметному увеличению $h_{\min}$, но при этом характер зависимости $h_{\min}$ от варьируемых параметров остается таким же, как и для наиболее разреженной атмосферы. Практически происходит только параллельное смещение соответствующих кривых (см. рис. 7.8). В среднем возрастание минимальной высоты за счет перехода от модели атмосферы с минимальной плотностью к модели с максимальной плотностью составляет величину порядка 10—11 км.

Представленные данные позволяют легко определить в каждом конкретном случае тип оптимальных траекторий при заданной величине $h_{\text{доп}}$. В отличие от рассмотренной ранее задачи минимизации конечной скорости спуска, второй тип управления имеет более широкое распространение на траекториях максимальной конечной высоты и охватывает больший диапазон проектно-баллистических параметров и начальных условий входа КА в атмосферу. Весьма существенное влияние на выбор требуемого типа оптимального управления оказывает величина принятого ограничения на минимально допустимую высоту полета КА. Так, для $h_{\text{доп}} = 6$ км при спуске КА, имеющего $P_x \leq 350 \text{ кг/м}^2$ и $K_6 \leq 0,3$, реализуется второй тип оптимального управления (одноразовое переключение). С уменьшением высоты $h_{\text{доп}}$ до 2 км этот тип управления возможен практически во всем диапазоне варьируемых параметров (6.28).

Отметим, что поставленная экстремальная задача решалась без учета ограничений, таких, как максимальная перегрузка и угол наклона траектории к местному горизонту в конце участка аэродинамического торможения. Такой подход допустим, поскольку величина $n_{x \text{ max}}$ практически не влияет на массу системы мягкой посадки, а величина θ_k оказывает несущественное влияние на $m_{\text{прс}}$ в определенном диапазоне ее изменения (см. главу 5). Однако знание этих параметров является весьма важным по другим

причинам. Величина максимальной перегрузки определяет, в частности, характеристики прочности конструкции КА, а величина θ_K оказывает существенное влияние на участок мягкой посадки при использовании ПРС. В последнем случае имеется в виду перепад высот за время введения парашютной системы.

Следует отметить, что, кроме $n_{x \max}$ и θ_K , на выбор характеристик прочности парашюта большое влияние оказывает скоростной напор, который действует на КА в момент раскрытия парашюта. При заданной скорости введения парашютной системы траектория максимальной конечной высоты обеспечивает минимальный скоростной напор $\min q_K$.

Рассмотрим влияние основных варьируемых параметров (6.28) на величину максимальной конечной высоты, обращая при этом внимание на характерные параметры траектории $n_{x \max}$, θ_K , q_K . При этом будем считать, что $h_{\text{доп}} = 6 \text{ км}$.

Влияние начальных условий входа КА. В дальнейшем, для сокращения, величину конечной высоты, полученной при оптимальном управлении из условия (7.1), будем обозначать через $h_{K \max}$. Величина максимальной конечной высоты мало зависит от высоты условного перифцентра траектории входа: с увеличением h_π внутри оперативного коридора входа происходит незначительное уменьшение $h_{K \max}$ (рис. 7.9). Увеличение начальной скорости входа приводит к незначительному возрастанию $h_{K \max}$. Характер зависимостей $h_{K \max}(h_\pi)$ и $h_{K \max}(V_0)$ остается неизменным для разных моделей плотности атмосферы, но сама величина $h_{K \max}$ существенно зависит от модели.

Сравнение величины $h_{K \max}$, рассчитанной для двух предельных моделей атмосферы при оптимальном управлении, показывает, что увеличение плотности от минимальной до максимальной приводит к возрастанию $h_{K \max}$ в среднем на 8-9 км. В целом можно отметить, что для рассматриваемого диапазона изменения V_0 и h_π максимальная высота лежит выше 12 км при минимальной плотности и выше 20 км при максимальной.

Данные рис. 7.10 показывают зависимость максимальной перегрузки от начальных условий входа на траекториях, реализующих $h_{K \max}$. Видно, что с уменьшением h_π происходит незначительное возрастание максимальной

перегрузки. Так, при движении КА вблизи верхней границы коридора входа величина $n_{x \max} \approx 8$, а вблизи нижней $n_{x \max} \approx 10$. Изменение скорости входа оказывает существенное влияние на $n_{x \max}$. В частности, возрастание скорости входа от 5 до 8 км/сек приводит к

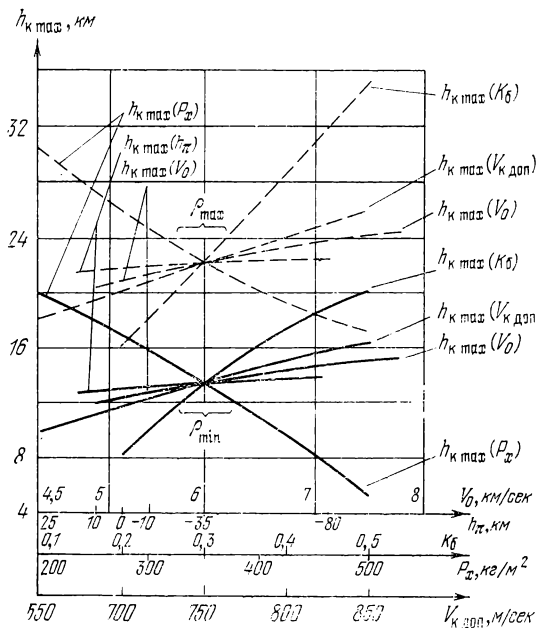


Рис. 7.9. Максимальная конечная высота при оптимальном управлении.

увеличению максимальной перегрузки от 6,2 до 17,8 при минимальной плотности атмосферы.

Частное влияние начальных условий входа (V_0 и h_π) на величину θ_K показано на рис. 7.11. Видно, что зависимости $\theta_K(V_0)$ и $\theta_K(h_\pi)$ имеют явно выраженный нелинейный характер. При увеличении скорости входа до $V_0 \approx 6$ км/сек происходит незначительное возрастание $|\theta_K|$, а при дальнейшем увеличении скорости входа угол θ_K уменьшается по абсолютной величине. Вариация h_π приводит к однозначному изменению θ_K — с увеличением h_π конечный угол по модулю возрастает. В целом можно

отметить, что для всего рассматриваемого диапазона V_0 и h_π величина θ_K мала и составляет примерно $-5 \div -9^\circ$.

Таким образом, начальные условия оказывают несущественное влияние на основные параметры оптимальной

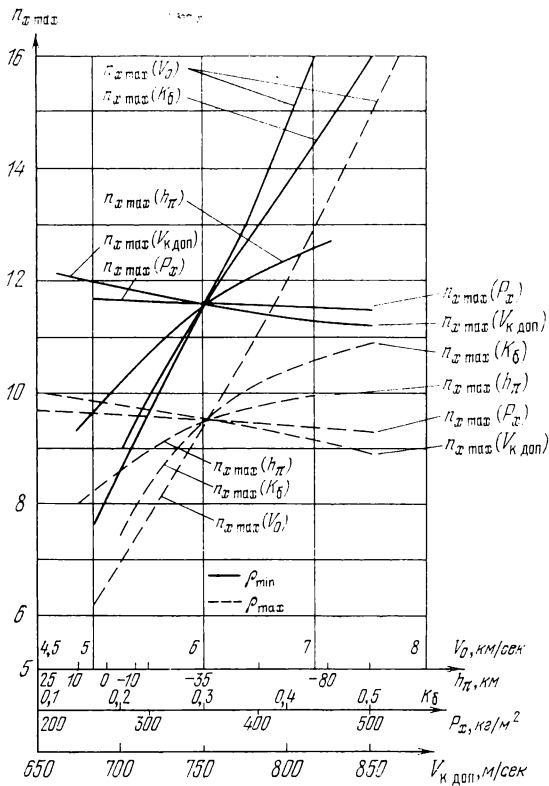


Рис. 7.10. Максимальная перегрузка на траекториях, реализующих $h_{K \max}$.

траектории с критерием $h_{K \max}$, за исключением зависимости $n_{x \max}(V_0)$.

Влияние основных проектно-баллистических характеристик КА. Заметное влияние на максимальную конечную высоту оказывает изменение величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества КА. При этом увеличение K_b (и уменьшение P_x)

приводит к возрастанию $h_{K \max}$ и соответственно к уменьшению скоростного напора q_K . Так, при изменении аэродинамического качества от $K_6 = 0,3$ до $0,5$ (модель минимальной плотности атмосферы) величина $h_{K \max}$ увеличивается с $13,5$ до $20,6$ км, а скоростной напор уменьшается со 108 до 46 кг/м². При уменьшении нагрузки на лобовую

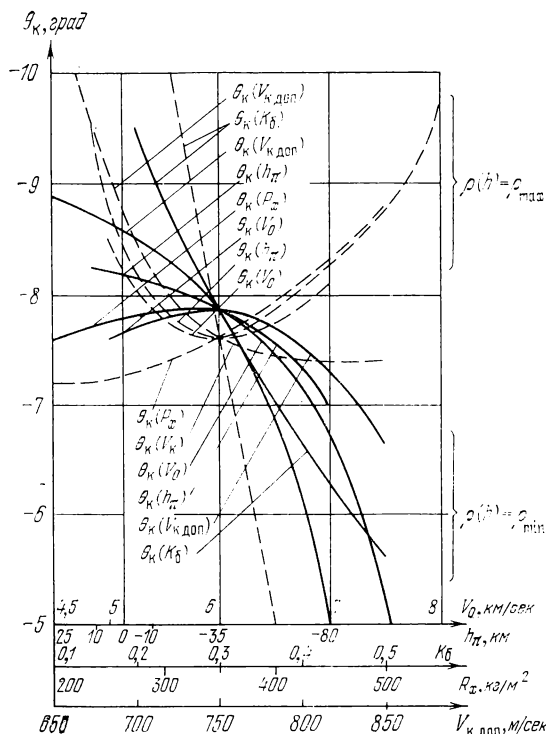


Рис. 7.11. Конечный угол наклона траектории на траекториях, реализующих $h_{K \max}$.

поверхность P_x от 350 до 200 кг/м² величина $h_{K \max}$ увеличивается с $13,5$ до $19,9$ км (см. рис. 7.9), а скоростной напор уменьшается со 108 до 62 кгс/м² (рис. 7.12).

При изменении плотности атмосферы характер влияния P_x и K_6 на $h_{K \max}$ остается неизменным, но величина $h_{K \max}$ существенно зависит от $\rho(h)$. Увеличение плотно-

сти от $\rho(h) = \rho_{\min}$ до $\rho(h) = \rho_{\max}$ приводит к возрастанию $h_{K \max}$ на $10 \div 15$ км (рис. 7.9).

Влияние параметров P_x и K_b на характеристики траектории спуска $n_{x \max}$ и θ_K проявляется менее заметно. Так, при варьировании P_x и K_b в диапазоне (6.28) максимальная перегрузка изменяется в пределах $7,5 \div 10,5$,

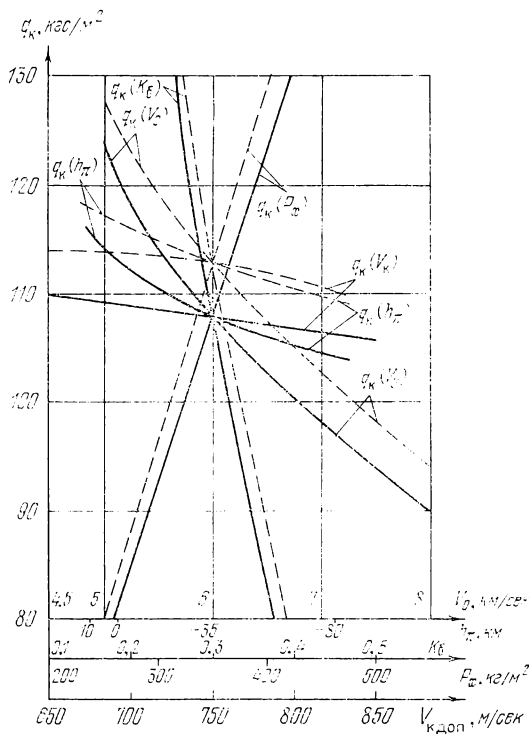


Рис. 7.12. Скоростной напор на траекториях, реализующих $h_{K \max}$. (Сплошная линия — $\rho = \rho_{\min}$, штриховая — $\rho = \rho_{\max}$.)

а конечный угол наклона траектории составляет $|\theta_K| \approx 5,5 \div 9,6^\circ$.

Влияние допустимой скорости введения парашютной системы ($V_{K \text{ доп}}$). При увеличении $V_{K \text{ доп}}$ происходит возрастание $h_{K \max}$ и уменьшение $n_{x \max}$ и $|\theta_K|$ (рис. 7.9—7.12). Интересно отметить, что величина скоростного напора в конце траектории максимальной конечной высоты

практически не зависит от изменения конечной скорости $V_{\text{к доп}}$. Это объясняется тем, что с увеличением скорости $V_{\text{к доп}}$ одновременно происходит возрастание максимальной высоты. Поэтому ожидаемое увеличение скоростного напора за счет возрастания $V_{\text{к доп}}$ компенсируется его уменьшением, вызванным возрастанием $h_{\text{к max}}$.

Представленные численные результаты расчетов оптимальных траекторий по критерию $\max h_{\text{к}}$ показывают, что во всем диапазоне варьируемых параметров (6.28) имеет место достаточный запас по высотам для работы ПРС при сравнительно небольших значениях скоростного напора. Действительно, даже для наиболее разреженной атмосферы $h_{\text{к max}} \geq 7 \div 8$ км, а $q_{\text{к}} < 120 \div 150$ кгс/м². Максимальная перегрузка не превышает $n_{\text{х max}} = 15 \div \div 18$, а величина конечного угла наклона траектории к местному горизонту мала и составляет примерно $-5 \div \div -9^\circ$. Последнее обстоятельство очень важно, ибо отсюда следует, что найденные оптимальные траектории из условия $\max h_{\text{к}}$ одновременно в значительной степени удовлетворяют и другому важному условию — минимизации модуля угла наклона траектории к местному горизонту, что позволяет получить некоторый выигрыш в массе СМП и, кроме того, уменьшить величину перепада высот по траектории в процессе раскрытия парашютной системы.

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

§ 8.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. ПРИНЦИП
ГАРАНТИРУЮЩЕГО УПРАВЛЕНИЯ

Обсуждение проблемы. Первоочередная задача управления на участке основного аэродинамического торможения заключается в обеспечении наилучших условий работы СМП с минимальными затратами массы.

Техническую проблему конструирования оптимального (или по крайней мере рационального) управления КА обычно решают в два этапа. На первом этапе выбирается *номинальная (расчетная) траектория*, удовлетворяющая поставленным требованиям, и определяется соответствующее управление. На втором этапе осуществляется синтез *алгоритма управления*, использование которого позволяет парировать действия возмущений и обеспечивать движение вблизи расчетной траектории.

При выборе номинальных траекторий руководствуются самыми различными соображениями (простота и рациональность, оптимальность и возможность реализации и т. п.). Естественно, наиболее желательными являются *оптимальные номинальные траектории*. В предыдущих главах было найдено оптимальное управление спуском КА из условия минимума массы СМП. Для решения этой задачи принимался ряд упрощающих предположений: аэродинамические силы, действующие на КА, считались известными и вполне определенными функциями фазовых координат КА (скорости и высоты полета); начальные значения фазовых координат принимались строго фиксированными; масса и размеры КА считались заданными и неизменными величинами и т. д. Кроме того, определенные допущения вносились и в схему движения: не принимались во внимание малые силы, а также не учитывались некоторые степени свободы.

Подобные упрощения невозможны на втором этапе синтеза управления. Реальное движение КА обычно происходит в условиях, существенно отличающихся от тех, которые были приняты при расчете номинального движения. В общем случае КА, совершающий спуск в атмосфере, не будет двигаться вдоль расчетной оптимальной траектории. И если не совершать *коррекции номинального управления*, то реальное движение может заметно отличаться от расчетного и цель управления не будет достигнута. Так возникает проблема синтеза алгоритмов управления, использование которых в системе управления спуском при определенном уровне возмущающих воздействий обеспечивало бы достижение поставленной цели управления — безопасной мягкой посадки на поверхность планеты.

Предположим, что номинальная (и при этом оптимальная) траектория спуска КА задана, но в силу каких-то причин (например, действующих на КА возмущений) траектория спуска оказалась отличающейся от расчетной. Принципиально возможны два основных способа управления движением КА:

— управление относительно номинальной траектории, в результате которого устраняются текущие отклонения параметров траектории от расчетных;

— управление конечным состоянием (*терминальное управление*), направленное на устранение отклонений от требуемого состояния только в конечной точке траектории. При этом выбор конкретного способа управления определяется физическими особенностями оптимальной траектории спуска КА, конечной целью управления и технической реализуемостью предлагаемой схемы управления. Существует много различных методов и приемов конструирования алгоритмов, которые можно классифицировать по некоторым общим признакам. Прежде всего рассмотрим общую схему функционирования системы управления спуском (рис. 8.1), в состав которой входят в общем случае чувствительные элементы, преобразующие устройства и исполнительные органы.

С помощью чувствительных элементов вырабатывается информация о векторе состояния КА. В зависимости от способа установки чувствительных элементов на борту КА различают алгоритмы управления, использующие показания датчиков, определенным образом ориентирован-

ных в инерциальном пространстве, или, напротив, жестко связанных с корпусом КА.

В первом случае могут быть использованы показания акселерометров, установленных на гиростабилизированной платформе таким образом, чтобы их оси чувствительности образовывали прямоугольную систему координат, сохраняющую заданное положение в инерциальном пространстве во время движения КА. При этом точность ориентации осей чувствительности акселерометров может

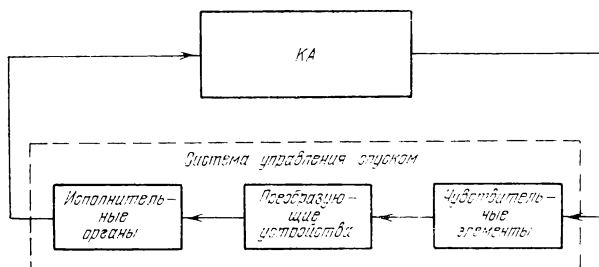


Рис. 8.1. Общая схема системы управления спуском.

быть достаточно высокой и определяется в основном скоростью ухода гироскопов.

Во втором случае наиболее доступным средством получения информации является измерение перегрузки (соответственно интегралов от перегрузки и производных) с помощью акселерометра, жестко связанного с корпусом КА.

Преобразующие устройства в соответствии с выдаваемой чувствительными элементами информацией и используемым алгоритмом управления вырабатывают командное управление.

Сигналы управления, вырабатываемые в преобразующих устройствах, поступают на устройства управления исполнительными органами. На современных КА скользящего типа в качестве исполнительных органов используются реактивные двигатели, осуществляющие угловой разворот КА в пространстве для управления величиной и направлением эффективной составляющей аэродинамической силы. В зависимости от того, каким образом осуществляется реализация опорной траектории (запомни

наемой на борту КА или прогнозируемой), различают алгоритмы, предполагающие:

— непрерывное управление относительно расчетной траектории;

— дискретное корректирование траектории в некоторых характерных точках.

В настоящее время имеется большое количество работ, посвященных синтезу автономных алгоритмов управления спуском КА в атмосфере Земли. Подробный обзор современного состояния этой проблемы можно найти в книге Д. Е. Охочимского, Ю. Ф. Голубева и Ю. Г. Сихарулидзе [70]. Опыт, накопленный при разработке алгоритмов управления КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли, бесспорно, облегчает задачу синтеза алгоритмов управления спуском КА в атмосфере Марса, хотя применение разработанных алгоритмов без соответствующих изменений, конечно, невозможно в подавляющем большинстве случаев из-за специфических марсианских условий.

Используемая модель возмущений. Основные возмущения, действующие на КА в процессе спуска, можно разбить на четыре основные группы.

1. Возмущения по начальным условиям входа: ошибки определения высоты условного перицентра (или соответственно угла входа), скорости входа, координат начальной точки, времени входа.

2. Возмущения, вызванные неточным знанием аэродинамических и конструктивных параметров КА: координат положения центра масс, аэродинамических коэффициентов C_x и C_y , площади миделового сечения S_m , массы КА и т. д.

3. Возмущения, возникающие в результате неточного знания характеристик атмосферы и в первую очередь неточного знания зависимости плотности от высоты, турбулентности атмосферы и др.

4. Приборные ошибки: погрешности чувствительных элементов, средств обработки информации, исполнительных органов и т. п.

Как обычно, при синтезе алгоритмов стремятся получить как можно более точную информацию о возможном характере и диапазоне изменения возмущающих воздействий. Для этого необходимо иметь достаточно ясное

представление об их физической природе, что позволяет во многих случаях построить определенную модель возмущений.

Возмущения по начальным условиям входа определяются точностью работы систем наземной или автономной навигации (см. главу 2). При проведении исследований можно принимать предельные ошибки по высоте условного перицентра не превышающими $\pm (50 \div 70)$ км, по скорости входа порядка $3 \div 5$ м/сек и по времени подлета к плотным слоям атмосферы Марса $\Delta t \approx 60 \div \div 100$ сек при нормальном законе распределения этих параметров. Использование систем автономной навигации позволяет увеличить точность определения начальных условий входа и прежде всего $\Delta h_{\pi}^{\text{нав}}$ в несколько раз [6]. Возмущения, вызванные неточным знанием аэродинамических и конструктивных параметров КА, для упрощения методики их моделирования целесообразно привести к возмущениям двух основных проектно-баллистических характеристик КА — приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества. При этом считается, что отклонения параметров P_x и K_0 от номинального значения носят случайный характер с нормальным законом распределения и они статистически независимы. Максимальная величина отклонений P_x и K_0 не превышает 20 %.

Из всех атмосферных возмущений, влияющих на динамику спуска, в первую очередь учитываются отклонения плотности атмосферы от расчетных значений и ветер. Они имеют случайный и неопределенный характер. Если для Земли удалось построить достаточно верную математическую модель вариаций плотности атмосферы и ветра [70], в основу которой положены данные многолетних исследований атмосферы с помощью высотного зондирования ракетами и на основе результатов обработки траекторий спуска КА, то для атмосферы Марса подобных данных в настоящее время нет. Существуют только оценки предельных границ возможных отклонений параметров атмосферы от некоторого номинального значения. Характер поведения параметров атмосферы между этими границами неизвестен. В силу этого в качестве примера использовался предельный способ задания атмосферных возмущений плотности в виде периодических скачков

между максимальной и минимальной величиной (так называемая «змейка»). Частота скачков плотности определяется шагом по времени $\Delta t_{\text{эм}}$, который в свою очередь варьируется в пределах от 15 до 120 сек.

Приборные ошибки определяются главным образом ошибками элементов системы управления спуском, приводящими к отклонению управляющей аэродинамической подъемной силы от расчетного значения. В соответствии с описанной выше структурой построения системы (см. рис. 8.1) к ним будем относить: ошибки чувствительных элементов, преобразующих устройств и исполнительных органов. Анализ причин возникновения этих ошибок достаточно подробно рассмотрен, например, в работе [78].

Подавляющее большинство возмущений носит случайный характер. Вместе с тем их статистические характеристики не всегда известны достаточно полно (особенно это относится к атмосферным возмущениям), что заставляет делать дополнительные предположения о характере недостающих данных. В различных исследованиях используется та или иная методика задания возмущений [78, 54, 55]. Наиболее общее представление возмущений достигается при использовании *канонических разложений*. Используя каноническое представление случайной функции, в качестве которой следует рассматривать действующее возмущение, можно записать для нее следующее выражение [80]:

$$A(t) = A^*(t) + \sum_{\nu} a_{\nu} A_{\nu}(t). \quad (8.1)$$

Здесь $A^*(t)$ — математическое ожидание случайной функции $A(t)$; a_{ν} — некоррелированные случайные величины, математические ожидания которых равны нулю, называемые *коэффициентами канонического разложения*; $A_{\nu}(t)$ — некоторые (не случайные) функции, называемые *координатными функциями канонического разложения*; t — выбранный аргумент. Отдельные слагаемые вида $a_{\nu} A_{\nu}(t)$ представляют собой некоррелированные элементарные случайные функции. В общем случае канонические разложения дают бесконечный ряд. При практическом исследовании число членов этого ряда ограничивают конечным числом.

Во многих случаях исследования ведутся при еще более упрощенных схемах задания возмущений. В частности, в настоящих исследованиях моделирование движения КА проводилось при следующих представлениях возмущений (кроме возмущения по плотности):

$$A_l = \bar{A}_l + a_l \Delta A_{l \max} \quad (l = 1, 2, \dots, p), \quad (8.2)$$

где $\bar{A}_l$ — номинальное значение параметра (здесь и далее в настоящей главе чертой обозначаются номинальные значения параметров), $\Delta A_{l \max}$ — максимальная величина ожидаемого отклонения соответствующего параметра от номинального значения, a_l — случайная величина с определенным законом распределения и нулевым математическим ожиданием, p — число возмущений. Принимается допущение о независимости действия возмущений, т. е. величин a_l .

Обычно описание случайного процесса $A(t)$ основывается на экспериментальных данных и сведениях, которые не всегда являются вполне достоверными. И все же указанное представление возмущений в виде (8.2) оказывается достаточным для синтеза надежной системы управления спуском, что подтверждают результаты летных испытаний КА типа «Союз», «Зонд», «Аполлон» и др. Вместе с тем это приводит к тому, что в правые части дифференциальных уравнений движения возмущения войдут в виде случайных величин (а не функций), и это существенно упрощает исследование. В этом случае уравнения возмущенного движения КА в атмосфере можно записать в следующем общем виде:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi}_i(t) &= f_i(t, \xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n, u_1, \dots, u_n, A_1, A_2, \dots, A_p), \\ \xi_i|_{t=t_0} &= \xi_{i0} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \end{aligned} \right\} \quad (8.3)$$

где $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ — координаты фазового вектора ξ ; $u_1, u_2, \dots, u_n$ — координаты вектора управления u ; $A_1, A_2, \dots, A_p$ — координаты вектора возмущения A ; t — аргумент, в качестве которого можно использовать любой удобный параметр траектории (например, время, высоту, кажущуюся скорость, их комбинацию и т. д.).

Особенности спуска КА в атмосфере Марса. Анализ оптимальных траекторий спуска КА в атмосфере Марса показал (глава 6), что независимо от вида СМП, исполь-

зуемой для окончательного гашения скорости спуска КА после прохождения участка основного аэродинамического торможения, структура оптимальных траекторий спуска в атмосфере имеет одинаковый вид. Это позволяет при управлении конечной скоростью и конечной высотой применять одинаковые принципы построения алгоритмов. Для определенности, в дальнейшем основное внимание будет уделено синтезу алгоритмов управления конечной скоростью спуска КА. Без каких-либо принципиальных изменений они могут быть использованы при синтезе алгоритмов управления конечной высотой.

Отметим некоторые особенности, которые необходимо учитывать при синтезе алгоритмов управления спуском КА в разреженной атмосфере Марса. Первая особенность заключается в том, что нормальная работа реактивной СМП будет обеспечена только в том случае, если после прохождения основного участка аэродинамического торможения на определенной высоте (h_K) аппарат будет иметь скорость (V_K), не превышающую заданного значения ($V_{K \text{ зад}}$), на гашение которой рассчитывается СМП:

$$V_K \leq V_{K \text{ зад}}, \quad (8.4)$$

т. е. скорость в конце участка основного аэродинамического торможения ограничивается только сверху. Конечная скорость не может превышать $V_{K \text{ зад}}$, так как это привело бы к невозможности обеспечения мягкой посадки. С другой стороны, если в силу каких-то причин окажется, что $V_K \ll V_{K \text{ зад}}$, то это не даст какого-либо ощутимого выигрыша. Действительно, можно предположить такую ситуацию, что в каком-то единичном конкретном случае требуемая масса $m_{\text{СМП}}$ существенно меньше заложенной в реализацию (из расчета $V_K = V_{K \text{ зад}}$). Практическое использование образовавшихся излишков массы топлива представляется проблематичным, ибо все расчеты делаются в предположении возможного случая $V_K = V_{K \text{ зад}}$. (Еще более убедительно это рассуждение выглядит для парашютно-реактивной системы.)

Итак, конкретная величина $V_{K \text{ зад}}$ в значительной степени определяет массу СМП, и в силу этого весьма важным является выбор ее значения.

Как известно, наилучшие условия при гашении энергии КА с помощью аэродинамических сил соответствуют

случаю спуска в наиболее разреженной атмосфере (минимальная модель плотности атмосферы). Наименьшая возможная для этой атмосферы скорость спуска ($V_{\text{к min}}^*$) для КА с заданными характеристиками будет обеспечена, естественно, при оптимальном управлении (см. главу 6). Если расчет системы посадки производится из условия обеспечения мягкой посадки даже в самой неблагоприятной ситуации, то задаваемая величина конечной скорости ($V_{\text{к зад}}$) должна быть больше или по крайней мере равна $V_{\text{к min}}^*$. Будем исходить из необходимости обеспечения посадки в самой разреженной атмосфере и ориентироваться на величину конечной скорости ($V_{\text{к min}}^*$), полученной в этих условиях:

$$V_{\text{к зад}} = V_{\text{к min}}^*.$$

Выше было показано, что оптимальной траекторией спуска, реализующей $V_{\text{к min}}$, является траектория рикошетирующего типа, причем с уменьшением минимально допустимой высоты начала рикошета ($h_{\text{доп}}$), как правило, происходит уменьшение $V_{\text{к min}}$. Этим обстоятельством можно было бы воспользоваться для уменьшения $V_{\text{к min}}$ и соответственно массы СМП, однако оно вступает в противоречие с требованием обеспечения наибольшей безопасности полета КА, поскольку имеется большая неопределенность в знании рельефа поверхности Марса.

С учетом этих противоречивых требований определяется компромиссное значение $h_{\text{доп}}$ и соответственно $V_{\text{к min}}^*$, т. е. $V_{\text{к зад}}$. Для повышения безопасности спуска управление конечной скоростью должно быть организовано так, чтобы высота начала рикошета траектории над поверхностью Марса была максимальной:

$$\max h_{\text{min}} \quad (8.5)$$

при выполнении условия (8.4).

Таким образом, одна из основных особенностей, которую необходимо учитывать при синтезе алгоритма управления конечной скоростью, заключается в том, что при снижении КА в атмосфере алгоритм управления должен обеспечивать величину конечной скорости, не превышающую заданного значения $V_{\text{к}} \leq V_{\text{к зад}}$ при максимально возможном значении h_{min} .

Второй особенностью, которую необходимо учитывать при синтезе алгоритмов управления, является тот факт, что среди всех рассмотренных возмущений имеется по крайней мере один вид случайных возмущений — вариации плотности атмосферы — отличающийся своей неопределенностью.

Принцип гарантирующего управления. Можно указать два наиболее целесообразных пути решения рассматриваемой задачи. Один из них связан с идеей адаптации. Во время движения КА в атмосфере Марса можно получить некоторую информацию о структуре случайного процесса, выявить основные возмущения, прежде всего атмосферные. Таким образом, априорная информация о возмущениях, полученная в результате предварительных теоретических и экспериментальных исследований, уточняется на борту КА в процессе его спуска в атмосфере. Эта информация может быть использована в алгоритме управления, тем самым осуществляется адаптация управления к окружающим условиям.

Идея адаптации в настоящее время очень популярна и находит все большее применение в теории управления движением КА [70, 78, 90]. В случае полной адаптации (что обычно предполагает наличие полной информации о параметрах КА и атмосферы) и при использовании соответствующих алгоритмов можно получить наилучшее решение. Поставим задачу обеспечения мягкой посадки даже при спуске в самой разреженной атмосфере, т. е. определим величину $V_{\text{к зад}} \geq V_{\text{к min}}^*$, полученную для этих условий. Как отмечалось выше, стремление получить в некоторых реализациях конечную скорость меньше $V_{\text{к min}}^*$ не приводит к должному эффекту, и поэтому представляется целесообразным использовать при построении алгоритма управления другой способ принятия решений — способ гарантирующих стратегий [48, 61].

Предположим, например, что

$$A \in G_F, \quad (8.6)$$

где G_F — некоторое заданное множество.

Пусть в качестве критерия фигурирует минимизируемый функционал вида

$$I = \zeta(t_k), \quad (8.7)$$

Значения этого функционала зависят от управления u и реализации случайного процесса A , т. е.

$$I = I(u, A). \quad (8.8)$$

Поскольку никакие статистические характеристики процесса A неизвестны, то в качестве критерия для оценки алгоритма управления в этом случае естественно принять функционал

$$I^*(u) = \max_{A \in G_F} I(u, A). \quad (8.9)$$

I^* — это наихудшее из возможных значений функционала при выбранном управлении u . Из двух управляющих функций u_1 и u_2 считается лучшей та, которая обеспечивает меньшее значение функционалу I^* . Тогда оптимальным алгоритмом управления будем называть такой, который реализует

$$\min_u I^*(u) = \min_u \max_{A \in G_F} I(u, A). \quad (8.10)$$

Чтобы не путать это понятие с оптимальным управлением, которое было рассмотрено в предыдущих главах, управление u , реализующее минимум функционала (8.9), в дальнейшем будем называть *гарантирующим управлением*.

Применительно к задаче мягкой посадки КА на Марс принцип *гарантирующего управления* в зависимости от вида СМП формулируется следующим образом: *алгоритм управления спуском должен обеспечить наименьшее из возможных значений конечной скорости $V_{k \min} = V_{k \text{ зад}}$ (или наибольшее значение конечной высоты) при наихудших атмосферных условиях, а во всех остальных случаях величина конечной скорости не должна превышать величину $V_{k \text{ зад}}$ (соответственно величина конечной высоты должна быть не меньше $h_{k \max} = h_{k \text{ зад}}$)*. Проведенные исследования показали, что наихудшее из возможных значений V_k и h_k достигается при одной и той же структуре управления в случае движения КА в наиболее разреженной атмосфере Марса. Любое увеличение плотности атмосферы приводит лишь к улучшению результата как по V_k , так и по h_k .

Отметим, что принцип *гарантирующего управления* и адаптивный подход при синтезе алгоритмов управле-

ния КА, снижающегося в атмосфере Марса, не являются взаимоисключающими. Более того, как это будет показано ниже, они могут в значительной степени дополнять друг друга.

Формулировка задачи синтеза алгоритма управления. Рассмотрим задачу управления КА, динамика которого описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений (8.3). Поскольку ее правая часть содержит вектор случайных возмущений A , то вектор ξ также будет случайной функцией времени. Следовательно, любая детерминированная характеристика $E(\xi)$ фазовой траектории будет также некоторой случайной величиной. Поэтому в качестве функционалов, характеризующих управление, следует рассматривать математическое ожидание этих величин. При спуске КА в атмосфере Марса нас интересует значение функции $E[\xi(t_K)]$. Тогда в качестве критерия оптимальности примем математическое ожидание этой функции:

$$I(u) = M\{E[\xi(t_K)]\}. \quad (8.11)$$

В процессе спуска КА на вектор управления обычно накладываются определенные ограничения, которые могут быть записаны в виде

$$u \in U. \quad (8.12)$$

При синтезе алгоритма управления приходится учитывать также дополнительные ограничения на текущие значения фазовых координат, вытекающие из постановки задачи:

$$M[Q_n(\xi, u)] \leq C_n \quad (n = 1, 2, \dots, j), \quad (8.13)$$

где $Q_n(\xi, u)$ — известные функции векторов ξ и u , C_n — заданные постоянные величины, j — число ограничений. Величина математического ожидания в (8.13) определяется по всем реализациям случайного процесса, описываемого системой уравнений (8.3) и вызванного случайными отклонениями фазовых координат и случайными возмущениями. Необходимо также учитывать ограничения, которые могут накладываться на отклонение конечных

значений фазовых координат *);

$$\sigma^2(t_k) = \langle \xi_m^2(t_k) \rangle \leq D_m \quad (m = 1, 2, \dots, i), \quad (8.14)$$

где $\sigma^2(t_k)$ — дисперсия, $\xi_m(t_k)$ — отклонение конечных значений фазовых координат, D_m — допустимое значение дисперсии по i -й компоненте вектора ξ_m . В общем виде задача синтеза алгоритма управления в рамках принципа гарантирующих стратегий формулируется следующим образом: *определить вектор u , доставляющий минимальное значение функционалу*

$$I^*(u) = \max_{A \in G_F} M[E(\xi(t_k))] \quad (8.15)$$

при ограничениях (8.12) — (8.14) и условиях связи (8.3).

Сформулированная задача по своей постановке кажется аналогичной задачам оптимизации, рассмотренным в главах 6 и 7. То обстоятельство, что функционал (8.11) и ограничения (8.12) — (8.14) записаны в форме математического ожидания, на первый взгляд не меняет дела. Однако техническое и математическое содержание этих задач существенно разное [54, 61, 78]. В задачах оптимизации искомое управление разыскивается как функция времени и начального состояния: $u = u(\xi_0, t)$. Начальное состояние объекта является случайной функцией. Кроме того, функция u должна зависеть от вектора ξ . В простейшем случае u может быть функцией фазовых координат ξ и времени t :

$$u = u(\xi, t). \quad (8.16)$$

Этот случай обычно и рассматривается. Задачу отыскания функции $u(\xi, t)$, минимизирующей функционал $I^*(u)$, принято называть задачей *синтеза оптимального управления*. Поиск оптимального управления в виде (8.16) означает, что ставится задача синтеза оптимального алгоритма управления КА, действующего по принципу обратной связи. При этом считается, что в каждый момент времени измерению доступен вектор фазовых координат, т. е. имеется информация о состоянии объекта.

Рассмотрим задачу синтеза оптимального управления движением КА, когда не все координаты могут быть из-

*) Угловыми скобками $\langle \rangle$ обозначена операция усреднения.

мерены и управление должно выбираться как функция только тех координат, относительно которых имеется информация. Это означает, что решение на борту КА при выборе управления $u(\xi, t)$ должно приниматься по неполной информации о поведении управляемого объекта — спускаемого КА.

В качестве критерия оптимальности выбранного алгоритма управления будем по-прежнему рассматривать функционал вида (8.15). Пусть измерению доступен некоторый вектор ϑ , причем измерения его компонент происходят с ошибками. Вектор наблюдений ϑ является вектор-функцией вектора ξ измеряемых фазовых координат и случайного вектора η , характеризующего ошибки измерения [54]:

$$\vartheta = F(\xi, \eta). \quad (8.17)$$

Соотношение (8.17) можно рассматривать как уравнение безынерционного измерительного устройства [54]. Искомый алгоритм управления может быть представлен в виде

$$u = u(\vartheta, t). \quad (8.18)$$

Таким образом, наряду с описанием модели движения КА необходимо описать процесс поступления и обработки информации. Формирование обратной связи при синтезе алгоритмов управления, помимо отмеченной выше задачи оценки состояния текущего вектора возмущенного движения КА, связано также с проблемой определения динамических характеристик КА и его управляющих возможностей. В теории разработки систем управления КА эта задача *идентификации* (т. е. задача получения необходимой информации об управляемом объекте) является одной из центральных, и ее постановка вызвана тем, что при проектировании системы управления КА отсутствует достаточная априорная информация о возможных отличиях геометрических, массовых и аэродинамических характеристик КА от расчетных значений. В настоящее время теория и методы идентификации получили интенсивное развитие (см., например, обзор [63]), однако, несмотря на это, отработка алгоритма определения характеристик КА в процессе спуска продолжает оставаться исключительно сложной задачей, требующей выполнения большого объема вычислительных операций.

Рассмотрим теперь ряд конкретных задач синтеза алгоритмов управления КА. В первую очередь исследуем задачу управления конечной скоростью спуска КА и конечной высотой. При этом будет использован *принцип стохастической эквивалентности (принцип разделения)* [13], в соответствии с которым общая задача управления КА разделяется на задачи а) формирования оптимального закона управления, б) определения вектора фазовых координат КА, в) идентификации характеристик КА и г) построения алгоритма управления КА на основе полученных оценок. Каждой из указанных задач посвящено большое число работ [13, 26, 48, 54, 55, 56, 61, 63, 70, 78], но при этом отсутствуют какие-либо общие стандартные методы их решения для КА, движение которых описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений (8.3), и поэтому проблему нельзя считать исчерпанной.

Метод решения задачи синтеза управления движением спускаемого на Марс КА в большой степени зависит от состава измерительных и вычислительных средств, которые имеются на борту КА. Ниже будут рассмотрены два возможных пути синтеза алгоритмов управления КА:

- с использованием простых измерительных и вычислительных средств и обладающих небольшой массой, но достаточно грубых по точности систем управления спуском [7, 31];

- с использованием бортовой ЦВМ и высокоточных алгоритмов управления траекторией снижения [16, 24].

В целях наиболее надежного решения задачи мягкой посадки на Марс следует, вообще говоря, стремиться к максимальной простоте алгоритма. Однако в ряде случаев эффективность аэродинамического торможения при использовании простых алгоритмов может оказаться настолько низкой по сравнению с оптимальным управлением, что это приводит к существенному утяжелению СМП. В таких случаях, особенно для тяжелых КА, целесообразнее применять более совершенные алгоритмы, предполагающие использование бортовых ЦВМ. Часть сэкономленной массы, потребной для работы СМП, можно использовать для повышения надежности работы системы управления спуском.

Будем считать, что на фазовые координаты траектории спуска накладывается единственное ограничение: мате-

матическое ожидание высоты пролета КА над поверхностью планеты $M(h)$ при движении по рикошетирующей траектории не должно быть меньше некоторой минимально допустимой высоты

$$M(h) - h_{\text{доп}} \geq 0. \quad (8.19)$$

Имея в виду автоматические КА, можно не учитывать ограничения в отношении перегрузок, а также массы теплозащитного покрытия.

При синтезе алгоритмов будем предполагать, что управление осуществляется с помощью эффективного качества. Вращательное движение КА будет учитываться в наиболее простом виде:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\gamma} &= \frac{M_{\text{упр}}}{J} f(\sigma) \pm \frac{M_{\text{возм}}}{J}, \\ f(\sigma) &= \begin{cases} -1 & \text{при } \sigma \geq \sigma_{\text{зад}}, \\ 0 & \text{при } |\sigma| < \sigma_{\text{зад}}, \\ +1 & \text{при } \sigma \leq -\sigma_{\text{зад}}, \end{cases} \\ \sigma &= k_1 \Delta\gamma + k_2 \dot{\gamma}, \quad \Delta\gamma = \gamma - \gamma_{\text{треб}}, \\ \sigma_{\text{зад}} &= \text{const}, \end{aligned} \right\} \quad (8.20)$$

где γ — угол поворота КА относительно оси крена, $\gamma_{\text{треб}}$ — его необходимое значение, $M_{\text{упр}}$ — управляющий, а $M_{\text{возм}}$ — возмущающий аэродинамический момент относительно этой оси, J — момент инерции КА относительно нее, k_1, k_2 — постоянные. Задача стабилизации вращательного движения КА является отдельной задачей управления. Во многих случаях при исследовании алгоритмов управления движением центра масс КА оказывается допустимым учитывать движение относительно центра масс в виде (8.20). Анализ проблемы стабилизации углового движения КА был дан в работах Д. Е. Охонимского и Ю. Г. Сихарулидзе [70—74], где были показаны различные пути усовершенствования алгоритмов стабилизации КА с целью уменьшения потребных затрат топлива и улучшения процесса стабилизации (улучшение устойчивости переходного процесса, уменьшение рассогласования по углу крена и угловой скорости в конце заданного временного интервала и т. д.). Предложенные для спуска в земной атмосфере идеи и методы

могут быть использованы при создании совершенных (с применением бортовых ЦВМ) систем стабилизации КА, осуществляющих спуск в атмосфере Марса.

При рассмотрении алгоритмов управления спуском КА в атмосфере Марса основное внимание будем уделять дискретным алгоритмам. Это объясняется тем, что системы с бортовыми ЦВМ по своей природе дискретны, а также тем, что оптимальное управление на траектории спуска может быть реализовано дискретным образом путем одного или двух переключений $K_{эф}$. При использовании бортовой ЦВМ коррекция траектории может осуществляться достаточно часто (с интервалом в несколько секунд или долей секунды), в то время как простые системы управления целесообразно строить в предположении одного или двухразового переключения управляющего параметра.

Ниже наибольшее внимание уделяется проблеме управления конечной скоростью спуска КА, но вместе с тем приводятся примеры использования принципа гарантирующего управления конечной высотой.

§ 8.2. СИНТЕЗ ДИСКРЕТНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТЬЮ СПУСКА КА

Синтез линейного алгоритма управления

Выше было показано, что минимум конечной скорости (или максимум конечной высоты) может быть достигнут при использовании программы одноразового или двухразового переключения аэродинамического качества. Исходя из этого, вполне логично для синтеза алгоритмов управления использовать предположение о существовании в общем случае m моментов времени $t_1, t_2, \dots, t_m$, в окрестности которых управляющая функция (аэродинамическое качество K) испытывает разрывы первого рода и которые можно назвать моментами переключения управляющей функции. В этом случае изменение параметров траектории определенным образом зависит от моментов времени $t_1, t_2, \dots, t_m$, и можно решать задачу об использовании сдвигов моментов переключений для коррекции траекторий с целью достижения определенных результатов [52].

Рассмотрим синтез дискретного алгоритма управления из условия постоянства скорости в конце участка основного аэродинамического торможения на номинальной и возмущенной траекториях $V_k = V_k(T)$ при удовлетворении ограничения по глубине погружения $h = h_{\text{доп.}}$ (Без принципиальных изменений в качестве функции для синтеза алгоритма управления можно рассматривать высоту в конце участка аэродинамического торможения $h_k = h_k(T)$ при дополнительном ограничении $V_k \leq V_{k \text{ зад.}}$)

Значение функции V_k зависит как от действующих возмущений, так и от выбора моментов переключений управляющих функций:

$$V_k = V(A_1, A_2, \dots, A_l; t_1, t_2, \dots, t_i) \quad (8.21)$$

$$(l = 1, 2, \dots, p; i = 1, 2, \dots, m).$$

Ставится задача о нахождении такой системы коррекций, при которой влияние этих факторов на величину функции V_k возможно более полно компенсировали бы друг друга.

Математические условия, на основании которых будет проводиться синтез дискретного алгоритма управления, запишутся следующим образом:

$$\left. \frac{dV_k}{dA_l} \right|_{A_l = \bar{A}_l} = 0 \quad (l = 1, 2, \dots, p). \quad (8.22)$$

Величины производных, входящих в условия (8.22), определяются зависимостью функции V_k , от параметров $A_1, A_2, \dots, A_p$ и зависимостью моментов переключений управляющих функций от этих же параметров, которая определяется системой управления.

В случае удовлетворения условиям (8.22) путем сдвига моментов переключений управляющих функций можно в линейном приближении полностью скомпенсировать влияние возмущений на величину скорости в конце участка основного аэродинамического торможения. Понятно, что с увеличением числа p параметров A_l , характеризующих расчетную модель возмущений, усложняется алгоритм определения коррекций. Поэтому из всей совокупности $A_1, A_2, \dots, A_p$ следует выбирать только наиболее существенные возмущения.

Для синтеза автономной системы управления необходимо, чтобы в процессе снижения на борту КА происхо-

дило измерение некоторых параметров $\kappa_1, \kappa_2, \dots, \kappa_q$, которые зависят от действующих возмущений и, следовательно, дают некоторые представления о последних.

Введем понятие *корректирующей функции* S . При решении задачи считается, что она известна и представляет собой некоторую функцию от измеряемых параметров и времени:

$$S = S(\kappa_1, \kappa_2, \dots, \kappa_q, t). \quad (8.23)$$

Номинальное значение корректирующей функции равно $\bar{S}(t)$. Предполагается, что корректирующая функция зависит от времени как явно, так и через изменение измеряемых функций. Вычисляя значения этой функции при номинальных значениях моментов переключения $t_i = \bar{t}_i$, получим m констант, задающих номинальную траекторию:

$$\bar{S}(\bar{t}_i) = \bar{S}_i \quad (i = 1, 2, \dots, m).$$

Очевидно, что возмущенное значение $S(t) \neq \bar{S}(t)$. Моменты переключений управления будем определять, исходя из равенств

$$S(t_i) = \lambda_i(t_i) \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.24)$$

Здесь $\lambda_i(t_i)$ подлежит определению и является по существу функцией переключения. Итак, предполагается, что в окрестности значений $t = t_i$ происходит сравнение функций $S(t)$ и $\lambda_i(t)$ и в момент их совпадения следует команда на переключение управления. При этом для реализации номинальной траектории необходимо, чтобы

$$\lambda_i(\bar{t}_i) = \bar{S}_i \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.25)$$

Синтез алгоритма управления будем проводить в линейной постановке, т. е. считаем, что $A_1, A_2, \dots, A_p$ на возмущенных траекториях мало отличаются от номинальных значений $\bar{A}_1, \bar{A}_2, \dots, \bar{A}_p$. В этом случае функции $\bar{S}(t)$ и $S(t)$ также будут мало отличаться одна от другой и пересечение функций $S(t)$ и $\lambda_i(t)$ будет иметь место на линейном участке функции $\lambda_i(t)$, расположенном в окрестности $t = \bar{t}_i$. Тогда эту функцию можно искать в виде

$$\lambda_i(t) = S_i + Z_i(t - \bar{t}_i) \quad (i = 1, 2, \dots, m), \quad (8.26)$$

где Z_i — константы, подлежащие определению. Следует

отметить, что пересечение корректирующей функции и функции переключения на линейном участке функции переключения возможно лишь при

$$\frac{\partial S_i}{\partial t_i} = Z_i \quad (i = 1, 2, \dots, m).$$

Итак, синтез дискретного алгоритма управления предполагает решение следующих четырех основных задач:

— определение параметров функции переключения. В частности, при решении задачи в линейном приближении — это определение коэффициентов управления Z_i ;

— определение зависимости корректирующей функции S от измеряемых параметров. В частности, если S представляет собой линейную комбинацию измеряемых параметров, то необходимо определить постоянные или переменные коэффициенты этой комбинации;

— определение потребного числа измеряемых параметров, достаточного для осуществления компенсации влияния по крайней мере выбранных расчетных возмущений. Здесь же необходимо выработать требования к виду измеряемых параметров (или функций);

— определение числа m переключений управления на номинальной траектории, удовлетворяющего поставленным условиям.

Определение параметров функции переключения. При действии возмущений между значениями корректирующей функции на возмущенной и номинальной траекториях появится некоторое рассогласование, которое и является основой для формирования корректирующих поправок к моментам времени переключения управления. Обозначим через ΔS приращение корректирующей функции при переходе от номинальных значений при $t = t_i$ к значениям ее на возмущенной траектории:

$$\Delta S_i = S_i - \bar{S}_i \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.27)$$

Приращение ΔS_i определяется приращениями всех параметров, характеризующих возмущения $A_1, A_2, \dots, A_p$, смещением всех моментов переключений $t_1, t_2, \dots, t_{i-1}$, предшествующих моменту $t = t_i$ и смещением

момента последнего переключения $t = t_i$:

$$\Delta S_i = \frac{\partial S_1}{\partial t} \Delta t_1 + \frac{\partial S_2}{\partial t_2} \Delta t_2 + \dots + \frac{\partial S_{i-1}}{\partial t_{i-1}} \Delta t_{i-1} + \\ + \frac{\partial S_i}{\partial t_i} \Delta t_i + \sum_{l=1}^p \frac{\partial S_i}{\partial A_l} \Delta A_l \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.28)$$

Все производные, входящие в (8.28), вычисляются для условий номинального режима полета, т. е. при $t = \bar{t}_i$ ($i = 1, 2, \dots, m$) и $\bar{A}_l$ ($l = 1, 2, \dots, p$).

Имея в виду (8.26) и (8.27), получаем

$$\Delta S_i = Z_i \Delta t_i \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (8.29)$$

и, учитывая (8.28), приходим к следующим уравнениям:

$$\frac{\partial S_i}{\partial t_i} \Delta t_1 + \dots + \frac{\partial S_i}{\partial t_{i-1}} \Delta t_{i-1} + N_i \Delta t_i = - \sum_{l=1}^p \frac{\partial S_i}{\partial A_l} \Delta A_l \quad (8.30) \\ (i = 1, 2, \dots, m),$$

где

$$N_i = \frac{\partial S_i}{\partial t_i} - Z_i \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.31)$$

Эти уравнения имеют треугольную матрицу коэффициентов, и из них могут быть последовательно определены приращения $\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_m$, если только $N_i \neq 0$. Согласно условиям задачи, искомые коэффициенты управления Z_i (или N_i) и корректирующая функция S должны быть определены таким образом, чтобы выполнялись условия (8.22). Для этого необходимо провести совместное исследование уравнений управления (8.29) и условий (8.22).

Прежде чем перейти к преобразованию и решению указанных уравнений, отметим следующее. Корректирующая функция в общем случае записывается в виде (8.23). С другой стороны, ее величина в каждом конкретном случае зависит от действующих возмущений и текущих значений управляющей функции, т. е. от моментов времени переключения управления:

$$S_i = S_i(A_1, A_2, \dots, A_l; t_1, t_2, \dots, t_i) \quad (8.32) \\ (i = 1, 2, \dots, m; \quad l = 1, 2, \dots, p).$$

Текущее потребное время переключения управления t_i также зависит от действующих возмущений и времени переключений, предшествующих моменту $t = t_i$:

$$t_i \text{ (или } \Delta t_i) = t_i(A_1, A_2, \dots, A_p; t_1, t_2, \dots, t_{i-1}) \quad (8.33) \\ (i = 1, 2, \dots, m).$$

От тех же параметров A_p и t_i зависит и функция V_K . Итак, для решения уравнений (8.29) и (8.22) располагаем явным соотношением (8.23), позволяющим вычислять на борту КА в процессе снижения корректирующую функцию S , и неявными (в указанном смысле) соотношениями (8.21), (8.32), (8.33).

Приступим к преобразованию и решению уравнений управления (8.29) и условий (8.22). Перейдем к матричной форме записи. Для этого введем в рассмотрение вектор смещения времени переключения управления (Δt), вектор приращения корректирующей функции (ΔS) и матрицу коэффициентов управления (Z):

$$\Delta t = \begin{Bmatrix} \Delta t_1 \\ \Delta t_2 \\ \vdots \\ \Delta t_m \end{Bmatrix}, \quad \Delta S = \begin{Bmatrix} \Delta S_1 \\ \Delta S_2 \\ \vdots \\ \Delta S_m \end{Bmatrix}, \quad Z = \begin{Bmatrix} Z_1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & Z_2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & Z_3 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & Z_m \end{Bmatrix}.$$

Уравнение (8.29) перепишем в следующем виде:

$$\Delta S = Z \Delta t. \quad (8.34)$$

Используя линейные приближения и обозначая единичную матрицу через E , можно записать после некоторых преобразований:

$$\Delta t = (E - Q)^{-1} D \Delta A, \quad (8.35)$$

$$\Delta S = B \Delta A + C \Delta t. \quad (8.36)$$

Здесь

$$\Delta A = \begin{Bmatrix} \Delta A_1 \\ \Delta A_2 \\ \Delta A_3 \\ \vdots \\ \Delta A_p \end{Bmatrix} \text{ — вектор возмущений,}$$

$$\begin{aligned}
 Q &= \left\| \begin{array}{cccc} \frac{\partial t_2}{\partial t_1} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \frac{\partial t_3}{\partial t_1} & \frac{\partial t_3}{\partial t_2} & 0 & & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial t_m}{\partial t_1} & \frac{\partial t_m}{\partial t_2} & \frac{\partial t_m}{\partial t_3} & & \frac{\partial t_m}{\partial t_{m-1}} \end{array} \right\|, \\
 D &= \left\| \begin{array}{cccc} \frac{\partial t_1}{\partial A_1} & \frac{\partial t_1}{\partial A_2} & \dots & \frac{\partial t_1}{\partial A_p} \\ \frac{\partial t_2}{\partial A_1} & \frac{\partial t_2}{\partial A_2} & & \frac{\partial t_2}{\partial A_p} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial t_m}{\partial A_1} & \frac{\partial t_m}{\partial A_2} & & \frac{\partial t_m}{\partial A_p} \end{array} \right\|, \\
 C &= \left\| \begin{array}{cccc} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial S_2}{\partial t_1} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial S_3}{\partial t_1} & \frac{\partial S_3}{\partial t_2} & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial S_m}{\partial t_1} & \frac{\partial S_m}{\partial t_2} & \frac{\partial S_m}{\partial t_3} & \dots & \frac{\partial S_m}{\partial t_{m-1}} \end{array} \right\|, \\
 B &= \left\| \begin{array}{ccc} \frac{\partial S_1}{\partial A_1} & \frac{\partial S_1}{\partial A_2} & \frac{\partial S_1}{\partial A_l} \\ \frac{\partial S_2}{\partial A_1} & \frac{\partial S_2}{\partial A_2} & \frac{\partial S_2}{\partial A_l} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial S_m}{\partial A_1} & \frac{\partial S_m}{\partial A_2} & \frac{\partial S_m}{\partial A_l} \end{array} \right\|.
 \end{aligned}$$

Подставляя в (8.36) значение Δt из (8.35), получаем окончательное выражение для приращения корректирующей функции

$$\Delta S = B \Delta A + C (E - Q)^{-1} D \Delta A. \quad (8.37)$$

Подставляя выражения (8.35) и (8.37) в уравнение (8.34) и сокращая на $\Delta A \neq 0$, окончательно получим

$$(Z - C) (E - Q)^{-1} D = B. \quad (8.38)$$

Итак, (8.38) является преобразованным уравнением (8.34) и оно должно решаться совместно с уравнением (8.22). С учетом выражения для конечной скорости после некоторых преобразований условия (8.22) запишем в следующем виде:

$$\mathbf{V}_t (\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1} \mathbf{D} = -\mathbf{V}_A. \quad (8.39)$$

Здесь

$$\mathbf{V}_t = \left(\frac{\partial V_{\kappa}}{\partial t_1} \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial t_2} \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial t_3} \cdots \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial t_m} \right),$$

$$\mathbf{V}_A = \left(\frac{\partial V_{\kappa}}{\partial A_1} \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial A_2} \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial A_3} \cdots \frac{\partial V_{\kappa}}{\partial A_p} \right).$$

При каждом фиксированном p уравнения (8.38) и (8.39) представляют собой систему $m + 1$ уравнений (m уравнений, содержащихся в (8.38), и одно уравнение (8.39)), куда входят m величин $\partial t_i / \partial A_p$ (матрица $\mathbf{D}$), относительно которых разрешим систему. Как известно [51], для нахождения совместного решения системы уравнений (8.38) и (8.39) необходимо, чтобы ранг матрицы

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{Bmatrix} (\mathbf{Z} - \mathbf{C}) & (\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1} \\ \mathbf{V}_t & (\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1} \end{Bmatrix} \quad (8.40)$$

равнялся рангу расширенной матрицы

$$\mathbf{\Gamma}^* = \begin{Bmatrix} [(\mathbf{Z} - \mathbf{C})(\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1}] & \mathbf{B} \\ [\mathbf{V}_t(\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1}] & -\mathbf{V}_A \end{Bmatrix}, \quad (8.41)$$

т. е. $\text{ранг } \mathbf{\Gamma} = \text{ранг } \mathbf{\Gamma}^*$.

Ранг матрицы $\mathbf{\Gamma}$ равен m . Действительно,

$$(\mathbf{E} - \mathbf{Q})^{-1} = \begin{Bmatrix} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \frac{\partial t_2}{\partial t_1} & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \left(\frac{\partial t_3}{\partial t_2} \frac{\partial t_2}{\partial t_1} + \frac{\partial t_3}{\partial t_1} \right) & \frac{\partial t_3}{\partial t_2} & 1 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \frac{\partial t_m}{\partial t_{m-1}} & 1 \end{Bmatrix}$$

представляет собой невырожденную квадратную матрицу.

и

$$\frac{\partial V_K}{\partial A_l} - \left(\frac{\partial S_1}{\partial A_l} + \frac{\partial S_2}{\partial A_l} + \dots + \frac{\partial S_{m-1}}{\partial A_l} + \frac{\partial S_m}{\partial A_l} \right) = 0 \quad (8.45)$$

$$(l = 1, 2, \dots, p).$$

Уравнения (8.44) дают возможность вычислять коэффициенты для определения параметров переключения управления, если известна корректирующая функция S . Вид же корректирующей функции определяется системой уравнений (8.45).

В сокращенной записи (8.44) и (8.45) перепишутся с учетом (8.31) следующим образом:

$$N_i = \frac{\partial}{\partial t_i} \left(V_K + \sum_{i=1}^m S_i \right), \quad (8.46)$$

$$\frac{\partial}{\partial A_l} \left(V_K - \sum_{i=1}^m S_i \right) = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, m; l = 1, 2, \dots, p). \quad (8.47)$$

Определение зависимости корректирующей функции от измеряемых функций. Эта задача в значительной степени не связана с предыдущей и в силу этого может исследоваться самостоятельно. Рассмотрим один из практических важных случаев, когда корректирующая функция представляет собой линейную комбинацию измеряемых функций с переменными коэффициентами [52]:

$$S = \sum_{j=1}^q \beta_j(t) x_j. \quad (8.48)$$

В этом случае соотношения (8.45) или (8.47) позволяют получить систему уравнений для определения значений коэффициентов $\beta_j(t)$ ($j = 1, 2, \dots, q$) при $t = \bar{t}_1, \dots, t = \bar{t}_m$.

Обозначим $\beta_j(\bar{t}_i)$ через β_{ij} и будем считать, что в окрестности $t = \bar{t}_1, \dots, t = \bar{t}_m$ значения коэффициентов $\beta_j(t)$ и β_{ij} совпадают. Соответственно выражения для $S_i = S(t_i)$ ($i = 1, 2, \dots, m$) — значений корректирующей функции в окрестности номинальных значений моментов переключения — можно будет записать в виде

$$S_i = \sum_{j=1}^q \beta_{ij} x_j(t_i) \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.49)$$

Подстановка (8.49) в (8.45) дает систему уравнений для определения qm констант β_{ij} ($i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2, \dots, q$)

$$\sum_{j=1}^q \beta_{ij} \frac{\partial \kappa_j(\bar{\epsilon}_1)}{\partial A_l} + \sum_{j=1}^q \beta_{2j} \frac{\partial \kappa_j(\bar{\epsilon}_2)}{\partial A_l} + \dots$$

$$\dots + \sum_{j=1}^q \beta_{mj} \frac{\partial \kappa_j(\bar{\epsilon}_m)}{\partial A_l} = - \frac{\partial V_K}{\partial A_l} \quad (8.50)$$

$$(l = 1, 2, \dots, p).$$

В результате мы получили систему линейных алгебраических уравнений. При этом, если $p \leq qm$, то число уравнений не превышает числа неизвестных и уравнениям (8.50) можно удовлетворить при более или менее произвольных измеряемых функциях. Например, если предполагается проведение двух коррекций (число переключений управления $m = 2$), а число произвольных измеряемых функций $q = 3$, то максимальное число возмущений, которое можно скомпенсировать выбранной системой коррекций, не должно превышать шести ($p \leq 6$).

Для разрешимости уравнений (8.50) необходимо, чтобы определитель, составленный из производных $\frac{\partial \kappa_j}{\partial A_l}(\bar{\epsilon}_i)$ ($j = 1, 2, \dots, q; l = 1, 2, \dots, p$), был отличен от нуля. Отсюда вытекают некоторые необходимые требования, которым должны удовлетворять измеряемые функции:

а) в различные моменты времени ($\bar{\epsilon}_1, \bar{\epsilon}_2, \dots, \bar{\epsilon}_m$) одни и те же измеряемые функции должны изменяться различным образом при одних и тех же возмущениях;

б) в одни и те же моменты времени различные измеряемые функции должны изменяться различным образом при одних и тех же возмущениях;

в) при различных возмущениях измеряемые функции должны изменяться различным образом.

Невыполнение любого из этих условий приводит к обращению в нуль определителя системы (8.50). Необходимые и достаточные условия для разрешимости уравнений (8.50) даются известной теоремой Кронекера — Капелли [51], согласно которой для разрешимости уравнений

должны быть равны ранги обычной матрицы

$$F = \left\| \begin{array}{cccccc} \frac{\partial \kappa_1(\bar{t}_1)}{\partial A_1} & \dots & \frac{\partial \kappa_q(\bar{t}_1)}{\partial A_1} & \dots & \frac{\partial \kappa(\bar{t}_m)}{\partial A_1} & \dots & \frac{\partial \kappa_q(\bar{t}_m)}{\partial A_1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \kappa_1(\bar{t}_1)}{\partial A_p} & \dots & \frac{\partial \kappa_q(\bar{t}_1)}{\partial A_p} & \dots & \frac{\partial \kappa_1(\bar{t}_m)}{\partial A_p} & \dots & \frac{\partial \kappa_q(\bar{t}_m)}{\partial A_p} \end{array} \right\| \quad (8.51)$$

и расширенной матрицы

$$F^* = \left\| \begin{array}{c} \frac{\partial V_K}{\partial A_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial V_K}{\partial A_p} \end{array} \right\|. \quad (8.52)$$

Из условия равенств рангов матриц F и F^* можно получить в каждом конкретном случае вполне строгие требования к измеряемым функциям.

Следует отметить, что в рамках линеаризованной теории важно знать значения переменных коэффициентов $\beta_j(t)$ лишь при номинальных значениях переключения управляющих функций. Вне окрестности этих моментов времени поведение переменных коэффициентов корректирующей функции оказывается несущественным. Вследствие этого в алгоритме коррекции необходимо иметь лишь набор констант β_{ij} ($i = 1, 2, \dots, m$; $j = 1, 2, \dots, q$), N_i ($i = 1, 2, \dots, m$).

Переключение управления следует производить в момент времени, когда в силу соотношений (8.24), (8.26), (8.27) и (8.49) выполняется равенство

$$\sum_{i=1}^q \beta_{ij} [\kappa_j(t_i) - \bar{\kappa}_j(\bar{t}_i)] = N_i (t_i - \bar{t}_i) \quad (i = 1, 2, \dots, m). \quad (8.53)$$

После того как i -е переключение произошло, константы, соответствующие $t = t_i$ в этом равенстве, должны быть заменены константами, соответствующими моменту времени $t = t_{i+1}$, и т. д.

Таким образом, если система строится на базе более или менее произвольных измеряемых функций, то для осуще-

ствления коррекции число возмущений должно быть меньше qm . Но в случае специального выбора функций уравнениям (8.45) или (8.47) можно удовлетворить и при $p > qm$. В частности, это имеет место при

$$\left. \begin{aligned} S_1 = \dots = S_{m-1} &= 0, \\ S_m &= V_K(t_1, \dots, t_m, A_1, \dots, A_p). \end{aligned} \right\} \quad (8.54)$$

В этом случае уравнения (8.47) удовлетворяются тождественно, а формулы для $N_1, \dots, N_m$ дают

$$N_1 = \dots = N_m = 0. \quad (8.55)$$

Эти результаты на основании равенств (8.24) — (8.26) позволяют заключить, что при таком выборе измеряемых функций моменты времени $t_1, t_2, \dots, t_{m-1}$ могут быть определены произвольно, а коррекция осуществляется путем сдвига моментов времени t_m в соответствии с равенством

$$V_K(t_1, t_2, \dots, t_m, A_1, A_2, \dots, A_p) = \bar{S}. \quad (8.56)$$

Определение моментов времени $t_1, t_2, \dots, t_{m-1}$ можно производить, исходя из каких-либо условий, например, таким образом, чтобы в процессе движения возмущенные траектории проходили бы возможно ближе к номинальной и т. д. Для осуществления последнего переключения в соответствии с равенством (8.56), очевидно, должна иметься весьма полная информация о движении. В действительности равенства (8.54) можно реализовать лишь приближенно.

Рассмотрим случай одноразового переключения управляющей функции ($m = 1$). В этом случае записываются:

— условия переключения

$$\beta_1 [\kappa_1(t_1) - \bar{\kappa}(\bar{t}_1)] + \dots + \beta_q [\kappa_q(t_1) - \bar{\kappa}_q(\bar{t}_1)] = N_1(t_1 - \bar{t}_1);$$

— уравнения для определения коэффициентов $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_q$

$$\beta_1 \frac{\partial \kappa_1}{\partial A_l} + \beta_2 \frac{\partial \kappa_2}{\partial A_l} + \dots + \beta_q \frac{\partial \kappa_q}{\partial A_l} = - \frac{\partial V_K}{\partial A_l} \quad (l = 1, 2, \dots, p);$$

— выражение для N_1

$$N_1 = \frac{\partial V_K}{\partial t_1} + \beta_1 \frac{\partial \kappa_1}{\partial t_1} + \dots + \beta_q \frac{\partial \kappa_q}{\partial t_1}.$$

С помощью одного переключения можно компенсировать действие любых возмущений, которые имеют место до некоторого момента времени t_0 , предшествующего номинальному значению момента переключения $\bar{t}_1$. Действие любых возмущений при $t \leq t_0$ приведет к изменению фазовых координат при $t = t_0$. Тогда значения фазовых координат при $t = t_0$ можно записать в виде

$$x_i|_{t=t_0} = \xi_i \bar{x}_i|_{t=t_0}, \quad \bar{\xi}_i = 1 \quad (i = 1, 2, \dots, n).$$

Отличия ξ_i от единицы говорят об истории возмущенного движения. Таким образом, имеет место n -параметрическая система возмущений, на которую в соответствии с изложенной теорией нетрудно настроить алгоритм коррекции. При плоском движении в общем случае имеем $n = 4$, т. е. должны быть четыре независимые измеряемые функции.

При числе коррекций более единицы в некоторых случаях последнее переключение целесообразно проводить так, чтобы оно компенсировало все накопившиеся ошибки в фазовых координатах, подобно тому, как изложено выше.

Итак, рассмотрены и две последние задачи синтеза алгоритма дискретного управления, связанные с выбором потребного числа измеряемых параметров и числом переключений управления. При решении этих задач дополнительно должны быть учтены вопросы реализуемости и требования по допустимой точности управления.

Синтез алгоритмов управления с упрощенной логикой

Рассмотрим простой вариант реализации дискретного алгоритма управления с использованием наиболее простых измерительных и вычислительных средств, имея в виду при этом опыт создания систем управления для КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли. Прежде всего рассмотрим случай одноразового или двухразового переключения $K_{эф}$, теоретически позволяющего при наличии полной информации об условиях входа, о параметрах КА и окружающей среды и т. д. реализовать оптимальное управление.

Определение потребного числа измеряемых параметров. Основными факторами, влияющими на выбор точек переключения, являются разброс проектно-баллистиче-

ских параметров КА (ΔP_x и ΔK_0), условий входа (ΔV_0 и Δh_π), большая неопределенность в знании параметров атмосферы ($\Delta \rho$). Все возмущения (за исключением атмосферных) предполагаются независимыми, имеющими нормальный закон распределения с нулевым математическим ожиданием.

В общем случае семейству возмущенных траекторий входа соответствует некоторая поверхность точек переключения в области фазовых координат V, θ, h . Запомнить такую поверхность достаточно сложно, а для ее использования необходимо иметь ЦВМ на борту КА. Применим широко используемый прием — переход от параметров V, θ, h к параметрам, более доступным для измерения бортовыми средствами. Простым эквивалентом этих параметров являются измерения кажущейся скорости

$\left(V_s = g_z \int_0^t n_x dt\right)$, перегрузки (n_x) и производной от перегрузки по времени ($\dot{n}_x$). При этом предполагается, что акселерометр (или система акселерометров) жестко связан с корпусом КА. Поскольку получение $\dot{n}_x$ сопряжено с определенными трудностями, первоначально будем рассматривать только два параметра V_s и n_x . В этом случае трехмерная поверхность точек переключения вырождается в некоторую двумерную область параметров измерения V_s и n_x . Для уменьшения ошибок измерений вместо параметра n_x во многих случаях удобнее и целесообразнее использовать время t , отсчитываемое от некоторого фиксированного значения V_s^* . Дальнейшее построение системы будем вести в предположении наличия только указанных измерений.

Используя датчик случайных чисел, можно путем численного моделирования построить семейство точек переключения, каждая из которых будет получена при различных случайных комбинациях возмущений, действующих на КА. Оказалось, что точки переключения занимают обширную область в плоскости (n_x и V_s) или (t и V_s), имеющую форму вытянутого эллипса, и поставленная задача не упрощается существенно по сравнению с пространственным представлением поверхности точек переключения.

Чтобы систематизировать и упростить полученную информацию, определим точки переключения с использова-

нием следующей процедуры. Будем варьировать только один из каких-либо возмущающих параметров, считая все другие номинальными. В этом случае для каждого из параметров получаются линии переключения (рис. 8.2). При этом оказывается, что наиболее характерной является линия переключения, полученная при варьировании высоты условного перицентра, ибо она практически совпадает с большей осью полного эллипса точек переключения. Поэтому в дальнейшем линию переключения $n_{x\Pi}(V_{s\Pi})$ или $t_{\Pi}(V_{s\Pi})$, соответствующую этому случаю, и будем использовать при построении простого дискретного алгоритма управления конечной скоростью спуска.

При синтезе алгоритма, предполагающего двухразовое переключение эффективного качества, линии переключения строятся следующим образом. Сначала по изложенной выше методике строится первая линия переключения в предположении, что вторая точка переключения выбирается оптимальным образом из условия $\min V_{\Pi}$. Затем с учетом построенной первой линии переключения осуществляется построение второй, что позволяет частично компенсировать ошибки аппроксимации первой линии переключения. Следует отметить, что расчеты проводились в предположении мгновенного переключения $K_{\text{эф}}$. В общем случае необходимо учитывать динамику вращения вокруг оси крена. Перестроение линий переключения в этом случае не представляет больших затруднений.

В качестве примера на рис. 8.3—8.6 приведены линии переключения для КА с различными значениями приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества. Исследования показали, что они могут быть с достаточной степенью точности аппроксимированы простыми линейными или квадратичными зависимостями перегрузки $n_{x\Pi}$ или времени t_{Π} от кажущейся скорости:

$$n_{x\Pi} = a_j V_{s\Pi}^2 + b_j V_{s\Pi} + c_j, \quad (8.57)$$

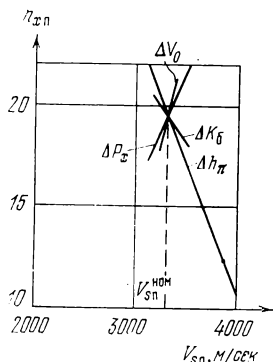


Рис. 8.2. Семейство линий переключения для КА с $P_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $K_G = 0,3$.

и

$$t_{\Pi} = d_j V_{s\Pi}^2 + e_j V_{s\Pi} + f_j, \quad (8.58)$$

где j — номер участка аппроксимации, a_j , b_j , $\dots$, f_j — коэффициенты аппроксимации линии переключения *).

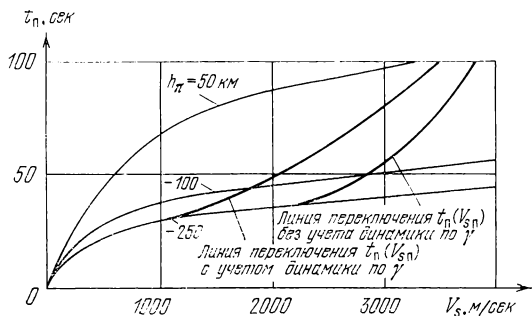


Рис. 8.3. Выбор линии переключения для КА с $P_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $K_\delta = 0,3$ ($V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$).

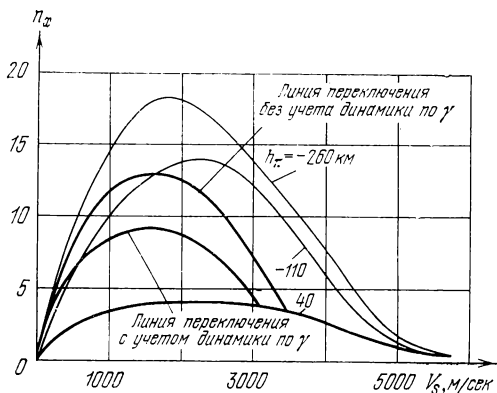


Рис. 8.4. Выбор линии переключения для КА с $P_x = 250 \text{ кг/м}^2$ и $K_\delta = 0,3$ ($V_0 = 6 \text{ км/сек}$, $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$).

Численное значение коэффициентов зависит от проектно-баллистических характеристик КА, начальных условий входа в атмосферу и допустимой высоты полета над поверхностью Марса.

*) Здесь и ниже в формулах типа (8.57), (8.58) $[V_s] = \text{км/сек}$, $[t_{\Pi}] = \text{сек}$, а размерность $a_i, \dots, f_i$ такова, что $n_{x\Pi}$ безразмерна.

Алгоритм управления. На борту КА в память ЦВМ закладываются коэффициенты $a_j, b_j, \dots, f_j$ и с использованием этих коэффициентов производится расчет перегрузки $n_{x\Pi}^{\text{расч}}$ или времени $t_{\Pi}^{\text{расч}}$ в функции измеренной (текущей) кажущейся скорости $V_{s\text{тек}}$:

$$n_{x\Pi}^{\text{расч}} = a_j V_{s\text{тек}}^2 + b_j V_{s\text{тек}} + c_j, \quad (8.59)$$

$$t_{\Pi}^{\text{расч}} = d_j V_{s\text{тек}}^2 + e_j V_{s\text{тек}} + f_j. \quad (8.60)$$

Одновременно осуществляется измерение перегрузки $n_x^{\text{тек}}$ или времени $t_{\text{тек}}$. Переход в полете с одного значения на другое происходит в момент, когда текущее значение перегрузки или времени станет равно расчетному:

$$n_{x\text{тек}} = n_{x\Pi}^{\text{расч}}, \quad (8.61)$$

или

$$t_{\text{тек}} = t_{\Pi}^{\text{расч}}. \quad (8.62)$$

Следует отметить, что равенство (8.61) может выполняться на траектории спуска дважды: один раз на восходящей ветви зависимости $n_x(V_s)$ и один раз на нисходящей после прохождения максимума перегрузок. Это обстоятельство необходимо учитывать при синтезе простых алгоритмов управления конечной скоростью спуска, а именно для каждого КА необходимо вводить в логику алгоритма управления признак, указывающий, на какой ветви зависимости $n_x(V_s)$ необходимо осуществлять переключение $K_{\text{эф}}$.

В случае двухразового переключения $K_{\text{эф}}$ расчет перегрузки или времени в обоих случаях производится по тем же формулам (8.59) и (8.60) с соответствующей заменой коэффициентов $a_j, b_j, \dots, f_j$. Следует отметить также, что начальное положение осей КА перед входом в атмосферу различно в зависимости от того, предусматривается одноразовое или двухразовое переключение $K_{\text{эф}}$. В случае, когда $m = 1$, КА входит в плотные слои атмосферы с минимальным значением эффективного качества $K_{\text{эф}} = K_{\min} (\gamma = \gamma_{\max})$.

Сигнал «атмосфера» выдается при достижении заданного малого значения перегрузки $n_x = n_x^*$ или кажущейся скорости $V_s = V_s^*$; в момент выполнения условия (8.61) или (8.62) следует команда на режим полета с максималь-

ным значением $K_{эф}$. Следует подчеркнуть, что по конструктивным ограничениям величины $\gamma_{\max}$ и $\gamma_{\min}$ могут быть не равны соответственно 180° и 0° . В случае $m = 2$ КА подходит к атмосфере с $K_{эф} = K_{\max}$ и соответственно осуществляется переход на $K_{\min}$ в момент первой коррекции и на $K_{\max}$ в момент второй. Для повышения надежности работы системы управления команды на переключение $K_{эф}$ во всех случаях подаются с некоторой задержкой, в течение которой осуществляется проверка условий (8.61) и (8.62).

Отметим следующее важное обстоятельство. В соответствии с изложенной выше стратегией гарантирующего управления предлагаемый простой дискретный алгоритм должен обеспечивать наименьшее значение функционала

$$I^* = \max_{\rho_{\min} \leq \rho \leq \rho_{\max}} M(V_K) \quad (8.63)$$

при спуске в наихудших атмосферных условиях — наиболее разреженной атмосфере: $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$. Для всех остальных значений $\rho(h)$ величина математического ожидания конечной скорости при возможном суммарном действии всехвозмущений не должна превышать

$$\min I^* = \min_{K_{эф}} \max M(V_K). \quad (8.64)$$

Проведенные исследования показали, что предлагаемый алгоритм управления удовлетворяет сформулированным требованиям, если функция переключения, закладываемая в алгоритм бортовой ЦВМ, рассчитывается для минимальной модели атмосферы. В частности, линии переключения, представленные на рис. 8.3, 8.4 и 8.6, построены при $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$.

Следует также отметить, что при синтезе рассмотренного дискретного алгоритма управления конечной скоростью не рассматривался ряд важных задач, отмеченных в § 8.1. Здесь имеются в виду задачи уточнения вектора состояния КА в процессе спуска и идентификации параметров КА и окружающей среды (плотности атмосферы). Это было сделано преднамеренно, с целью максимального упрощения алгоритма управления, а также с целью выявления предельных возможностей алгоритма, предполагающего использование априорных

сведений об этих параметрах. Строго говоря, косвенное уточнение одного из начальных условий в алгоритме управления осуществляется и используется при его работе. Действительно, основным возмущением, на которое настраиваются коэффициенты функции переключения (8.57) или (8.58), является разброс высоты условного перицентра траектории входа. А это позволяет при возможном отсутствии всех остальных возмущений уточнить при желании параметр h_{π} по времени или величине перегрузки, рассчитываемой по формуле (8.59) или (8.60) на борту КА.

Оценка эффективности алгоритма однократного переключения $K_{эф}$. Такая оценка проводилась для двух типов КА с одинаковым значением аэродинамического качества $\bar{K}_0 = 0,3$, но с различными значениями приведенной нагрузки на лобовую поверхность $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $\bar{P}_x = 250 \text{ кг/м}^2$ *). Максимальная величина угла крена принималась равной $\gamma_{\max} = 180^\circ$ для КА с $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $\gamma_{\max} = 135^\circ$ для КА с $\bar{P}_x = 250 \text{ кг/м}^2$. Рассматривался прямой вход в атмосферу Марса со скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$. Минимально допустимая высота полета КА над поверхностью Марса варьировалась в диапазоне от 2 до 9 км. Моделирование движения КА (с учетом динамики разворота по крену и алгоритма управления) осуществлялось на универсальной ЭВМ. Точность управления величиной конечной скорости оценивалась с использованием методики, предложенной Б. Г. Доступовым [41]. При этом определялась величина математического ожидания $M(V_K)$ и утроенное среднеквадратичное отклонение конечной скорости $3\sigma(\Delta V_K)$ при работающей системе управления и при суммарном действии всех возмущений.

Влияние возмущений на величину конечной скорости оценивалось для двух вариантов алгоритма управления, первый из которых использует линию переключения в виде зависимости $n_{xп}(V_{сп})$, а второй — в виде $t_{п}(V_{сп})$.

В первом случае линия переключения с достаточной степенью точности аппроксимируется для КА с $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ прямой

$$n_{xп} = -V_{сп} + 12,5,$$

*) Здесь и в дальнейшем номинальные значения параметров, которые используются при моделировании алгоритмов управления, обозначаются под чертой.

а для КА с $\bar{P}_x = 250 \text{ кг/м}^2$ квадратным трехчленом

$$n_{\text{хп}} = 1,1 V_{\text{сп}}^2 + 11,1 V_{\text{сп}} - 3,5.$$

Во втором случае линию переключения целесообразно аппроксимировать для КА с $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ двумя прямыми:

$$\text{при } V_s \leq 1,88 \text{ км/сек} \quad t_{\text{п}} = 18,9 V_{\text{сп}} + 20,79;$$

$$\text{при } V_s > 1,88 \text{ км/сек} \quad t_{\text{п}} = 23,6 V_{\text{сп}} + 0,2.$$

Величина конечной скорости, которой достигает аппарат на заданной конечной высоте $h_{\text{к}}$ при действии разного рода возмущающих факторов в случае управляемого спуска с применением изложенного алгоритма, представлена в табл. 8.1.

В результате численного моделирования получены следующие значения математического ожидания $M(V_{\text{к}})$ и утроенного среднеквадратичного отклонения конечной скорости $3\sigma(\Delta V_{\text{к}})$ в случае совместного действия всех возмущений.

Для алгоритма с линией переключения по времени $t_{\text{п}}(V_{\text{сп}})$ при $h_{\text{к}} = 3,5 \text{ км}$, $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ оказалось $M(V_{\text{к}}) = 234 \text{ м/сек}$ и $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 30 \text{ м/сек}$; при $h_{\text{к}} = 2 \text{ км}$ $M(V_{\text{к}}) = 206 \text{ м/сек}$, $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 28 \text{ м/сек}$; при $h_{\text{к}} = 5 \text{ км}$ и $\bar{P}_x = 250 \text{ кг/м}^2$ оказалось $M(V_{\text{к}}) = 441 \text{ м/сек}$, $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 32 \text{ м/сек}$.

Для алгоритма с линией переключения по перегрузке $n_{\text{хп}}(V_{\text{сп}})$ при $h_{\text{к}} = 3,5 \text{ км}$ и $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ оказалось $M(V_{\text{к}}) = 231 \text{ м/сек}$, $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 32 \text{ м/сек}$; при $h_{\text{к}} = 2 \text{ км}$ и $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ оказалось $M(V_{\text{к}}) = 201 \text{ м/сек}$, $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 26 \text{ м/сек}$.

Сравнивая работу алгоритма управления при моделировании динамики переворота КА и действия различного рода возмущений с идеализированным алгоритмом в предположении мгновенного переворота КА и оптимальной для каждой конкретной траектории точки переключения, можно отметить, что ошибки (3σ) из-за неучета реальных условий работы алгоритма управления конечной скоростью могут достигать следующих величин.

Для аппарата с $\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2$ и $\bar{K}_b = 0,3$ в случае переключения по времени при $h_{\text{к}} = 3,5 \text{ км}$ $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 51 \text{ м/сек}$, а при $h_{\text{к}} = 2 \text{ км}$ $3\sigma(\Delta V_{\text{к}}) = 37 \text{ м/сек}$; в

Т а б л и ц а 8.1

Оценка эффективности алгоритма управления с одной линией переключения

Возмущения		$\bar{P}_x = 80 \text{ кг/м}^2, \gamma_{\max} = 180^\circ, \bar{K}_0 = 0,3, \bar{h}_\pi = -100 \text{ км}, \bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$										$\bar{P}_x = 250 \text{ кг/м}^2, \gamma_{\max} = 135^\circ, \bar{K}_0 = 0,3, \bar{h}_\pi = -110 \text{ км}, \bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$									
		$h_K = 3,5 \text{ км}, \bar{V}_K = 225 \text{ м/сек}$					$h_K = 2 \text{ км}, \bar{V}_K = 195 \text{ м/сек}$					$h_K = 5 \text{ км}, \bar{V}_K = 450 \text{ м/сек}$									
		Линии переключения																			
		$t_{\Pi} (V_{\text{сп}})$		$\eta_{\text{хп}} (V_{\text{сп}})$		$t_{\Pi} (V_{\text{сп}})$		$\eta_{\text{хп}} (V_{\text{сп}})$		$t_{\Pi} (V_{\text{сп}})$		$t_{\Pi} = \text{const}$		$\eta_{\text{хп}} = \text{const}$							
Вид		Величина		Величина конечной скорости V_K , м/сек																	
$h_\pi \text{ max, км}$	—30	226	235	210	197	455	2240	455	2240	2050											
$h_\pi \text{ min, км}$	—170	250	240	201	211	455	3080	455	3080	2920											
$V_0 \text{ max, км/сек}$	6,01	226	226	196	196	450	454	450	454	452											
$V_0 \text{ min, км/сек}$	5,59	228	228	197	197	449	452	449	452	453											
$\rho (h)$	$\rho_{\max}$	195	225	185	195	360	373	360	373	385											
$\rho (h)$	$\rho_{\min}$	252	240	205	198	475	3260	475	3260	2240											
$P_x \text{ max, кг/м}^2$	72	270	275	245	235	450	475	450	475	530											
$P_x \text{ min, кг/м}^2$	88	220	215	165	170	425	486	425	486	472											
$K_{\max}$	0,27	260	228	215	215	460	510	460	510	515											
$K_{\min}$	0,33	247	218	215	212	450	542	450	542	560											

случае переключения по перегрузке при $h_K = 3,5 \text{ км}$ $3\sigma (\Delta V_K) = 49 \text{ м/сек}$, а при $h_K = 2 \text{ км}$ $3\sigma (\Delta V_K) = 37 \text{ м/сек}$.

Для аппарата с $\bar{P}_x = 250 \text{ км/м}^2$ и $\bar{K}_6 = 0,3$ в случае переключения по времени при $h_K = 5 \text{ км}$ $3\sigma (\Delta V_K) = 41 \text{ м/сек}$.

Для сравнения в табл. 8.1 представлены данные для случая, когда вместо линии переключения используется единственная точка переключения, соответствующая входу по центру коридора. Видно, что в этом случае невозможно осуществить надежный спуск КА на поверхность планеты с приемлемыми затратами топлива на торможение.

Представленные данные показывают, что эффективность предлагаемого алгоритма практически не зависит от способа задания линии переключения в виде $n_{\text{сп}}(V_{\text{сп}})$ или $t_{\text{п}}(V_{\text{сп}})$. Максимальный разброс величины конечной скорости уменьшается при снижении конечной высоты h_K , на которой осуществляется введение системы мягкой посадки. Методическая ошибка составляет величину порядка 50 м/сек .

Оценка эффективности алгоритма двухразового переключения $K_{\text{эф}}$. Программа управления с одноразовым переключением $K_{\text{эф}}$ имеет ограниченное применение, так как ее эффективность падает с увеличением P_x и K_6 . В этом смысле программа двухразового переключения является более универсальной. В качестве примера рассмотрим алгоритм двухразового переключения для управления конечной скоростью спуска КА с $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $\bar{K}_6 = 0,3$. Линии переключения для этого случая представлены на рис. 8.6 в виде зависимостей перегрузки и времени от кажущейся скорости: $n_{\text{сп}}(V_{\text{сп}})$ и $t_{\text{п}}(V_{\text{сп}})$. Видно, что линии переключения $t_{\text{п}}(V_{\text{сп}})$ имеют более простой вид, чем $n_{\text{сп}}(V_{\text{сп}})$, и соответственно их легче аппроксимировать. Учитывая этот факт, а также то, что способ задания линий переключения практически не влияет на величину V_K , в дальнейшем будем предполагать, что они заданы на борту КА в виде $t_{\text{п}}(V_{\text{сп}})$.

Линии переключения на рис. 8.6 могут быть аппроксимированы следующим образом:

— для первого момента переключения — одной прямой:

$$t_{\text{п1}} = a_1 V_s + b_1,$$

где $a_1 = -11,111 \text{ сек}^2/\text{км}$, $b_1 = 101,666 \text{ сек}$;

— для второго момента переключения — тремя прямыми:

$$t_{п21} = a_{21}V_s + b_{21} (V_s < V_{s1}),$$

где $a_{21} = -113,4 \text{ сек}^2/\text{км}$, $b_{21} = 481,9 \text{ сек}$, $V_{s1} = 3,45 \text{ км/сек}$;

$$t_{п22} = a_{22}V_s + b_{22} (V_{s1} \leq V_s \leq V_{s2}),$$

где $a_{22} = -925 \text{ сек}^2/\text{км}$, $b_{22} = 3191 \text{ сек}$, $V_{s2} = 3,47 \text{ км/сек}$;

$$t_{п23} = a_{23}V_s + b_{23} (V_s > V_{s2}),$$

где $a_{23} = 100 \text{ сек}^2/\text{км}$, $b_{23} = -275 \text{ сек}$.

Длительность интервала времени Δt между двумя моментами переключения $K_{эф}$ для каждого типа КА существенно зависит от высоты условного перицентра траектории входа h_{π} . Так, при движении рассматриваемого КА вблизи верхней границы коридора Δt имеет наибольшее значение и составляет примерно 70 сек. Уменьшение h_{π} приводит соответственно к уменьшению интервала времени между двумя переключениями $K_{эф}$ вплоть до полного его исчезновения при движении КА по нижней границе коридора входа h_{π}^n . В последнем случае аппарат движется на всей траектории спуска с неизменным значением $K_{эф} = +K_0$.

В табл. 8.2 приведены результаты оценки эффективности работы алгоритма. Видно, что использование предлагаемого алгоритма позволяет достаточно хорошо обрабатывать все возмущения. Математическое ожидание $M(V_K)$ и утроенное среднеквадратичное отклонение конечной скорости $3\sigma(\Delta V_K)$, определенные при возможном совместном действии всех возмущений по методу Б. Г. Доступова, составляют соответственно $M(V_K) = 628 \text{ м/сек}$ и $3\sigma(\Delta V_K) = 33 \text{ м/сек}$.

Возможная погрешность алгоритма управления конечной скоростью не превышает 50 м/сек по сравнению с «идеальным» управлением (мгновенная перекладка КА по крену, отсутствие приборных ошибок и т. д.) и 95 м/сек по сравнению с оптимальным управлением.

Необходимо отметить, что минимальная высота полета КА на возмущенной траектории может принимать значения, отличающиеся от заданного $h_{доп}$: величина математического ожидания минимальной высоты полета при

Таблица 8.2

Оценка эффективности алгоритма управления с двумя линиями переключения

$$(\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2; \gamma_{\max} = 180^\circ, \bar{K}_6 = 0,3, h_K = 6 \text{ км}, h_\pi = -70 \text{ км}, \\ \bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}, \bar{V}_K = 590 \text{ м/сек})$$

Вид возмущения	Величина возмущения	V_K , м/сек
Δh_π	+70 км	621
	-70 км	595
ΔV_0	+10 м/сек	596
	-10 м/сек	597
ΔP_x	+35 кг/м ²	670
	-35 кг/м ²	604
ΔK_6	+0,03	633
	-0,03	675

возможном суммарном действии всех возмущений составляет $M(h_{\min}) = 6,2$ км, а величина утроенного среднеквадратичного отклонения $3\sigma(\Delta h_{\min}) = 0,88$ км.

Рассмотрим теперь, как влияет на точность алгоритма управления изменение максимальной величины угла крена $\gamma_{\max}$ и минимально допустимой высоты полета над поверхностью Марса. Как видно из рис. 8.7, уменьшение $\gamma_{\max}$ (при соответствующем изменении линий переключения, см. рис. 8.6) приводит к увеличению $M(V_K)$, величина $3\sigma(\Delta V_K)$ при этом остается практически неизменной. Например, при изменении $\gamma_{\max}$ от 180 до 90° величина $M(V_K)$ возрастает с 628 до 686 м/сек, а $3\sigma(\Delta V_K)$ с 33 до 38 м/сек. Увеличение минимально допустимой высоты полета приводит к увеличению $M(V_K)$ и $3\sigma(\Delta V_K)$. Так, при изменении $h_{\text{доп}}$ с 3 до 9 км (линии переключения для этих случаев представлены на рис. 8.6) величина $M(V_K)$ возрастает с 508 до 742 м/сек, а $3\sigma(\Delta V_K)$ с 18 до 46 м/сек. Представленные результаты свидетельствуют о достаточно высокой эффективности алгоритма с двумя линиями переключения для КА с $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $\bar{K}_6 = 0,3$.

Рассмотрим теперь возможность использования алгоритма двухразовой перекладки $K_{\text{эф}}$ для КА с различ-

ными проектно-баллистическими параметрами: $300 \text{ кг/м}^2 \leq \bar{P}_x \leq 600 \text{ кг/м}^2$, $0,3 \leq \bar{K}_b \leq 0,5$ в диапазоне скоростей входа от 5,5 до 7,7 км/сек.

При исследовании точности управления для каждого конкретного случая рассчитывались свои линии переключения. Результаты по оценке точности управления в зависимости от нагрузки на лобовую поверхность КА, аэродинамического качества и скорости входа приведены на

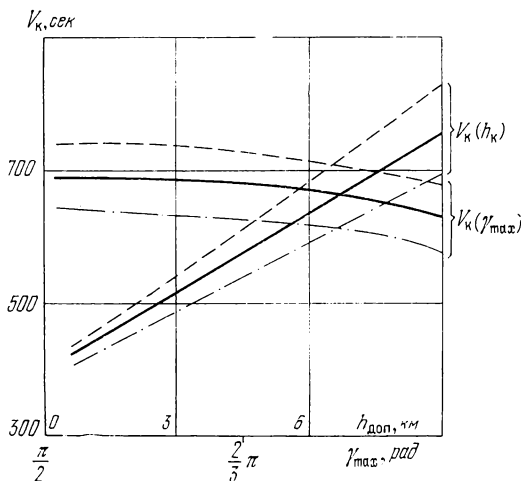


Рис. 8.7. Математическое ожидание и предельные отклонения конечной скорости спуска для разной конечной высоты и допустимого угла крена ($\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$; $\bar{K}_b = 0,3$; $\bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}$). (Сплошная линия — математическое ожидание величины конечной скорости V_K , штриховая линия — наибольшее, а штрих-пунктирная — наименьшее значение конечной скорости.)

рис. 8.8. Видно, что увеличение нагрузки на лобовую поверхность практически не влияет на точность управления, а увеличение аэродинамического качества несколько ее ухудшает. При увеличении $\bar{P}_x$ с 350 до 550 кг/м^2 ($\bar{K}_b = 0,3$; $\bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}$) $3\sigma(\Delta V_K)$ изменяется с 33 до 37 м/сек, а при увеличении $\bar{K}_b$ с 0,3 до 0,5 ($\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $\bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}$) $3\sigma(\Delta V_K)$ изменяется с 33 до 46 м/сек. Это объясняется тем, что во всех случаях величина относительной ошибки аэродинамического качества бралась одинаковой, а именно 10%. При увеличении качества воз-

растает абсолютная величина ошибки, что приводит к увеличению разброса величины конечной скорости.

Как и следовало ожидать, величина математического ожидания конечной скорости существенно зависит от приведенной нагрузки на лобовую поверхность, причем увеличение $\bar{P}_x$ приводит к возрастанию $M(V_K)$. Так, если для КА с $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ ($\bar{K}_b = 0,3$; $\bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}$) $M(V_K) = 628 \text{ м/сек}$, то для КА с $\bar{P}_x = 550 \text{ кг/м}^2$ величина

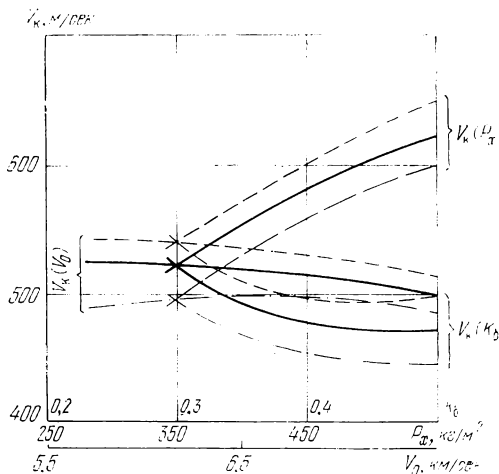


Рис. 8.8. Математическое ожидание и предельное отклонение конечной скорости спуска для разных параметров КА и скорости входа ($h_{\text{доп}} = 6 \text{ км}$, $\gamma_{\text{max}} = \pi$). (Сплошная линия — $M(V_K)$, штриховая — наибольшее, а штрих-пунктирная — наименьшее значение конечной скорости.)

математического ожидания конечной скорости возрастает до 822 м/сек . При увеличении аэродинамического качества величина $M(V_K)$ сначала уменьшается, а затем, начиная с некоторого значения $\bar{K}_b$, практически не изменяется. В частности, при увеличении $\bar{K}_b$ с $0,3$ до $0,4$ ($\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $\bar{V}_0 = 5,8 \text{ км/сек}$) $M(V_K)$ уменьшается с 628 до 551 м/сек , а при дальнейшем увеличении $\bar{K}_b$ с $0,4$ до $0,5$ $M(V_K)$ уменьшается всего на 7 м/сек .

Из данных, приведенных на рис. 8.8, видно, что увеличение скорости входа слабо влияет на точность управления. При увеличении $\bar{V}_0$ от $5,8$ до $7,5 \text{ км/сек}$ $3\sigma(\Delta V_K)$ изменяется от 33 до 29 м/сек (для КА с $\bar{P}_x = 350 \text{ км/сек}^2$

и $\bar{K}_6 = 0,3$). Видно также, что при увеличении скорости входа величина математического ожидания конечной скорости несколько уменьшается. Например, при изменении скорости входа от 5,8 до 7,5 км/сек $M(V_K)$ уменьшается от 628 до 596 м/сек.

Таким образом, дискретный алгоритм управления, использующий линии переключения, может быть применен при построении систем управления конечной скоростью спуска для широкого класса КА и при различных скоростях входа. Величина математического ожидания $M(V_K)$ всего на 60 м/сек превышает значение конечной скорости, полученное при оптимальном управлении, а разброс относительно математического ожидания не превышает 50 м/сек; максимальные потери по сравнению с оптимальным управлением могут достигать приблизительно 100 м/сек.

Мы рассмотрели наиболее простой вариант дискретного управления. Это следует из принятого состава измерительных средств и необходимости использования простого вычислителя для выполнения арифметических и логических операций (расчет по формулам (8.59), (8.69)). Настройка системы управления осуществляется простым пересчетом коэффициентов, аппроксимирующих линии переключения и запоминаемых бортовым вычислителем.

§ 8.3. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ОПОРНОЙ ТРАЕКТОРИИ

Принцип гарантирующего управления траекторий снижения КА в атмосфере Марса может быть использован и при синтезе другого, достаточно распространенного класса алгоритмов [18], предполагающих отслеживание опорной траектории, которая выбирается заранее или формируется на борту КА в процессе полета. Основная идея заключается в том, что выбор опорной траектории, относительно которой осуществляется управление движением КА в атмосфере Марса, производится для наиболее разреженной атмосферы $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$. Тогда отклонение плотности атмосферы может происходить лишь в сторону ее увеличения. Если управляющее воздействие (эффективное аэродинамическое качество) окажется недостаточным для парирования возмущения по плотности,

то конечные значения параметров траектории будут отличаться от расчетных. Однако увеличение плотности атмосферы оказывает положительное влияние на функционал управления при организации мягкой посадки КА на поверхность Марса (величина конечной скорости уменьшается при использовании реактивной СМП, а величина конечной высоты увеличивается при использовании ПРС). Поэтому погрешность управления будет компенсироваться и величина функционала управления в результате должна оказаться не хуже требуемой.

В связи с этим рассмотрим одно из возможных направлений построения алгоритма управления траекторией снижения КА относительно опорной траектории, предполагающее непрерывное изменение $K_{эф}$ при отслеживании опорной траектории.

В качестве функционала управления может быть использован либо критерий $V_K \leq V_{K \text{ зад}}$, либо $h_K \geq h_{K \text{ зад}}$ в зависимости от типа используемой СМП. Ниже для примера рассмотрим алгоритм управления величиной конечной высоты.

При выборе измеряемых на борту КА параметров будем исходить из наиболее простого варианта, который в то же время обеспечивает приемлемую точность решения задачи. А именно, будем предполагать возможность автономного измерения на борту КА перегрузки n_x или времени полета t и вычисления кажущейся скорости V_s .

Выбор опорной траектории. В качестве опорной траектории целесообразно рассматривать оптимальную траекторию, реализующую максимум конечной высоты при заданном значении конечной скорости (см. главу 6). В табл. 8.3 для КА с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $K_0 = 0,3$ представлены данные, показывающие зависимость максимальной конечной высоты $h_{K \text{ max}}$ от высоты условного перицентра траектории входа при оптимальном управлении. Видно, что величина $h_{K \text{ max}}$ практически не зависит от h_π в достаточно широком диапазоне изменения h_π . Поэтому с точки зрения обеспечения наибольшего значения $h_{K \text{ max}}$ в качестве опорной может быть использована оптимальная траектория, рассчитанная для любого значения h_π внутри коридора входа. Проведем исследование алгоритма управления, предполагающего использование одной опорной

Таблица 8.3

Оценка влияния высоты условного перицентра на конечную высоту при оптимальном управлении

θ_0 , град	h_π , км	t_π , сек	$n \times \max$	$h_{\min}$, км	$h_{\max}$, км	$h_{\max}$, км
—8,5	42,100	139	5,984	8,533	13,928	11,103
—9	35,113	111	7,249	8,530	13,215	11,749
—9,5	27,735	96	8,274	7,624	13,914	12,102
—10	19,964	85	9,112	7,041	13,852	12,408
—10,5	11,8024	75	9,657	7,305	15,321	12,697
—11	3,2512	69	10,306	6,811	15,038	12,933
—11,5	—5,6885	63	10,816	6,61	15,267	13,110
—12	—15,0155	58	11,281	6,436	15,425	13,245
—12,5	—24,728	54	11,765	6,078	15,111	13,430
—13	—34,826	50	12,035	6,180	15,743	13,480
—13,5	—45,306	46	12,094	6,610	17,048	12,907
—14	—55,168	43	12,333	6,560	17,235	12,961
—14,5	—67,410	40	12,781	6,043	16,333	13,603
—15	—79,030	37	12,794	6,316	17,148	13,235
—15,5	—91,027	35	13,060	6,065	16,768	13,543
—16	—103,399	31	12,979	6,368	17,563	12,984
—16,5	—116,144	29	13,196	6,153	17,201	13,323

траектории. Выберем ее для случая движения КА в середине коридора входа. Для приведенного выше примера это соответствует высоте условного перицентра $h_\pi = -45$ км.

Алгоритм управления должен отслеживать опорную траекторию согласно закону управления

$$\Delta K_{эф} = a \Delta t (V_s), \quad (8.65)$$

где a — коэффициент усиления, $\Delta t = t_{\text{тек}}(V_s) - t_{\text{оп}}(V_s)$, $t_{\text{тек}}(V_s)$ — текущее время, $t_{\text{оп}}(V_s)$ — время, соответствующее опорной траектории, выбранной для номинальной высоты условного перицентра.

Проведенные исследования показали, что подобный алгоритм управления оказывается очень чувствительным к действию одного из основных возмущений — отклонению высоты условного перицентра траектории входа. Данные, приведенные в табл. 8.4, показывают, что при $\Delta h_\pi > 10 \div 15$ км использование алгоритма, предпо-

Таблица 8.4

Оценка эффективности алгоритма при отслеживании заданной опорной траектории

h_{π} , км	$n_{\max}$	$h_{\min}$, км	$h_{\max}$, км	h_K , км	θ_K , град	η_K , кгс/м ²
—15,015	7,779	—	35,98	1,93	—14,5	311
—24,73	8,885	—	29,08	3,43	—17	272,5
—34,826	10,177	—	21,82	7,92	—16,7	182,2
—45,306	11,758	6,63	16,026	13,17	—8,8	113,67
—56,168	11,3845	7,26	18,34	11,78	—12,9	128,7

лагающего отслеживание одной жестко заданной опорной траектории, неэффективно (конечная высота уменьшается на $6 \div 8$ км).

Для более эффективной компенсации возмущения по h_{π} целесообразно использовать настройку опорной траектории на это возмущение. На рис. 8.9 приведено семейство опорных траекторий в виде зависимости $t_{\text{оп}}(V_s)$, построенных для различных значений высоты условного перицентра траектории входа. Эти зависимости практически параллельны в значительном диапазоне изменения кажущейся скорости. Этим обстоятельством можно воспользоваться для организации гибкой настройки опорной траектории, которая формируется в зависимости от высоты h_{π} согласно соотношению

$$t_{\text{оп}}(V_s, h_{\pi}) = t_{\text{оп}}(V_s) + \Delta T(h_{\pi}), \quad (8.66)$$

где $\Delta T(h_{\pi})$ — величина поправки. Для определения величины $\Delta T(h_{\pi})$ возникает необходимость в уточнении высоты условного перицентра траектории входа h_{π} . Это можно сделать косвенным образом, например, используя информацию о темпе изменения кажущейся скорости. Тогда

$$\Delta T(h_{\pi}) = f(t^*), \quad (8.67)$$

где t^* — время достижения фиксированного значения кажущейся скорости $V_s = V_s^*$.

Если величину V_s^* принять равной 100 м/сек, то для рассматриваемого примера зависимость (8.67) примет

вид

$$\Delta T(h_{\pi}) = \begin{cases} a_1 t^* + b_1 & \text{при } t^* \geq 20,3 \text{ сек}, \\ a_2 t^* + b_2 & \text{при } t^* < 20,3 \text{ сек}, \end{cases}$$

где $a_1 = 4,04$, $b_1 = -90,84 \text{ сек}$, $a_2 = 4,38$, $b_2 = -97,73 \text{ сек}$.

Результаты моделирования алгоритма управления конечной высотой с гибкой настройкой опорной траектории

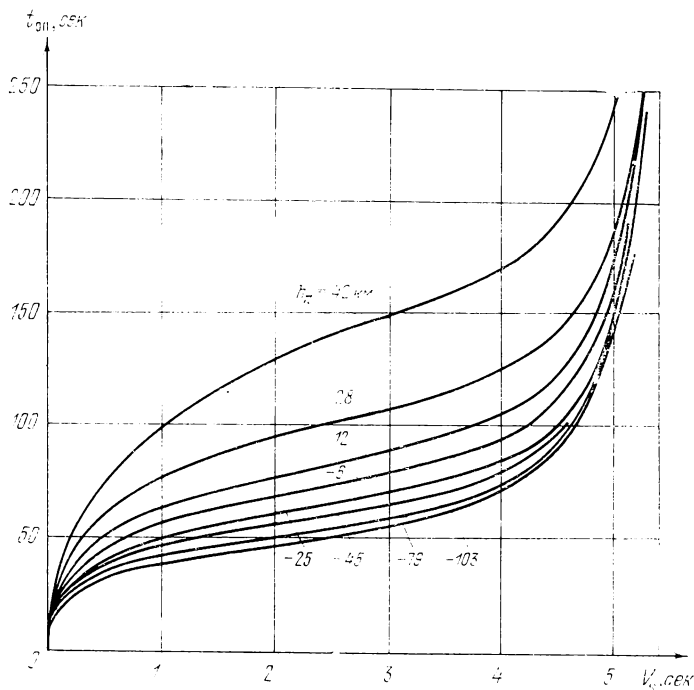


Рис. 8.9. Семейство опорных траекторий $t_{оп}(V_g)$ для различных значений высоты условного перицентра h_{π} .

представлены в табл. 8.5—8.7. Алгоритм управления довольно успешно парирует все действующие возмущения, в том числе колебательные возмущения плотности. Величина математического ожидания конечной высоты при возможном суммарном действии всех возмущений, определенная по методу Б. Г. Доступова, составляет

Таблица 8.5

Моделирование алгоритма управления конечной высотой с гибкой настройкой опорной траектории

ΔT , сек	t^* , сек	θ_0 , град	h_{π} , км	$n_{\max}$	$h_{\min}$, км	$h_{\max}$, км	h_K , км	θ_K , град	q_K , кгс/м ²	t_K , сек
3,32	23,3	-13,0	-34,826	11,112	6,728	15,921	13,108	-8,8	114,36	232
0,9	27,7	-13,5	-45,306	11,5036	6,540	15,99	13,223	-8,7	113,02	229
-1,93	22	-14	-56,168	11,845	6,305	15,82	13,419	-8,2	111,21	223
-3,95	21,5	-14,5	-67,41	12,203	6,110	15,78	13,551	-7,9	109,85	219
-6,375	2,9	-15	-79,030	12,575	5,754	15,269	13,704	-6,6	108,37	209
-8,8	20,3	-15,5	-91,027	12,824	5,743	15,565	13,768	-14,1	107,65	210
-10,55	19,9	-16	-103,399	12,957	5,912	16,222	13,748	-8,3	108,16	217
-12,74	19,4	-16,5	-116,144	13,352	5,481	15,472	13,950	-6,6	106,13	204
-14,5	19	-17	-129,26	14,362	3,845	12,077	12,075	-0,3	-125,58	161
-16,2	18,6	-17,5	-142,74	14,808	3,34	11,134	11,134	-0,9	136,17	151

Примечание: в расчетах принято $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$.

Таблица 8.6

**Моделирование алгоритма управления конечной высотой
с гибкой настройкой опорной траектории**

K_6	$P_x, \text{ кг/м}^2$	$V_0, \text{ км/сек}$	$n_{\max}$	$h_{\min}, \text{ км}$	$h_{\max}, \text{ км}$	$h_K, \text{ км}$	$\theta_K, \text{ град}$	$q_K, \text{ кгс/м}^2$	$t_K, \text{ сек}$
0,27	350	6	12,463	5,158	11,1	10,875	-2,5	140,1	174
0,30	350	6	12,575	5,754	15,27	13,704	-6,7	108,4	209
0,33	350	6	12,678	6,301	20,03	12,55	-14	120,2	265
0,3	315	6	12,399	7,384	17,53	14,688	-8,9	99,38	223,8
0,3	385	6	12,575	5,754	15,269	13,704	-6,6	108,37	209
0,3	350	5,99	12,522	5,785	15,295	13,699	-6,7	108,5	210
0,3	350	6,01	12,604	5,776	15,368	13,737	-6,8	108,2	210

Примечание: в расчетах принято $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$.

Таблица 8.7

**Моделирование алгоритма управления конечной высотой
с гибкой настройкой опорной траектории**

K_6	$P_x, \text{ кг/м}^2$	$V_0, \text{ км/сек}$	$n_{\max}$	$h_{\min}, \text{ км}$	$h_{\max}, \text{ км}$	$h_K, \text{ км}$	$\theta_K, \text{ град}$	$q_K, \text{ кгс/м}^2$	$t_K, \text{ сек}$
0,33	385	6	12,739	5,06	18,452	12,18	-13	124,5	256
0,3	315	5,99	12,372	7,36	17,42	14,67	-8,8	99,3	223
0,3	385	5,99	12,456	4,84	14,456	12,59	-7,3	119,11	213
0,27	315	5,99	12,281	6,727	13,052	12,566	-3,7	120,16	182
0,33	315	5,99	12,478	6,876	22,27	12,311	-15,6	122,8	280
0,33	385	5,99	12,709	5,04	18,35	12,274	-11,6	123,3	255
0,33	350	6,01	12,730	6,266	20	12,67	-13,8	119,16	263
0,3	385	6,01	12,537	4,828	14,528	12,625	-7,3	119,48	213,5
0,33	385	6,01	12,64	5,374	19,34	10,99	-14,6	138,3	270

Примечание: в расчетах принято $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$.

$M(h_K) = 13,4 \text{ км}$, а утроенное среднеквадратичное отклонение $3\sigma(h_K) = 2,8 \text{ км}$. Из сопоставления этих результатов с данными, приведенными в табл. 8.3, видно, что по сравнению с оптимальным управлением максимально возможное уменьшение конечной высоты составляет

$$\Delta h_{\text{кmax}} = \hat{h}_{\text{кmax}} - [M(h_K) - 3\sigma(h_K)] = 616 \text{ м},$$

где $\hat{h}_{\text{кmax}}$ — максимальное значение конечной высоты, полученной при оптимальном управлении траекторией спуска.

§ 8.4. АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ КОНЕЧНОЙ СКОРОСТЬЮ СПУСКА

Основным недостатком рассмотренных выше алгоритмов является то, что они построены в предположении известного характера действия возмущений и не могут адаптироваться к изменению условий движения. Система управления настраивается на определенную модель возмущений и тем эффективнее, чем достовернее эта модель. Кроме того, после проведения последней коррекции имеется достаточно продолжительный участок фактически неуправляемого полета, что приводит к ухудшению точности.

Точность и надежность управления могут быть существенно повышены, если в рамках ранее изложенной стратегии гарантирующего управления использовать адаптивный подход. Для этого на борту КА должны находиться более совершенные измерительные средства и ЦВМ; тогда появляется возможность синтеза алгоритмов управления, способных эффективно функционировать в неопределенных условиях, заранее неизвестных, и адаптироваться к ним.

Кроме того, на борту КА необходимо иметь инерциальную систему отсчета. Она может быть получена двумя способами:

- с помощью гиростабилизированной платформы;
- с помощью бесплатформенной системы автономной навигации.

В первом случае платформа позволяет обеспечить определенную пространственную ориентацию системы акселерометров (например, по трем взаимно ортогональным

направлениям). Измеряемые компоненты перегрузки используются для определения текущих координат и компонент вектора скорости, а гиростабилизированная платформа позволяет получить параметры пространственной ориентации КА.

Во втором случае инерциальная система получается расчетным путем и хранится в памяти бортовой ЦВМ. Все неинерциальные измерения приводятся к ней путем пересчета. Количество чувствительных элементов подбирается таким образом, чтобы обеспечивалось получение информации о векторе аэродинамического ускорения и векторе абсолютной угловой скорости КА. При этом требования к бортовой ЦВМ значительно возрастают, ибо для определения фазовых координат на борту КА необходимо проводить значительно больший объем вычислений, чем в случае использования гиростабилизированной платформы.

Рассмотрим задачу синтеза адаптивного алгоритма управления конечной скоростью спуска при наличии гиростабилизированной платформы с установленными на ней акселерометрами и бортовой ЦВМ в системе управления.

При ее решении ставится условие гарантированного обеспечения конечной скорости $V_K \leq V_{K\min}^*$ при минимально возможной глубине погружения КА в атмосферу, что соответствует условию максимизации минимальной высоты пролета над поверхностью $h_{\min} \rightarrow \max$. Кроме того, алгоритм управления должен обеспечивать: максимальную ширину коридора входа, который реализуется с помощью конкретной системы управления спуском с принятой логикой управления, ограничениями, методическими и исполнительными ошибками, а также ошибками измерений; возможность быстрой и минимальной перенастройки параметров системы управления при изменении скорости входа КА в атмосферу, параметров КА (величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества) и величины заданного ограничения на высоту полета над поверхностью Марса.

Изменение со временем требуемого значения угла крена должно быть достаточно плавным, чтобы система угловой стабилизации КА могла легко и с наименьшими ошибками его обрабатывать.

Алгоритм с использованием прогнозирования конечных условий

Общий методический подход. Идея синтеза алгоритма управления заключается в том, что в начале траектории спуска определяется зависимость $K_{эф}(t)$ эффективного аэродинамического качества от времени, которая при отсутствии начальных ошибок и возмущений обеспечивает выполнение конечных условий и ограничений, в том числе (8.4). В результате действия возмущений на траектории спуска значения фазовых координат КА будут отличаться от расчетных. Поэтому через некоторое время после начала движения необходимо уточнить зависимость $K_{эф}(t)$ с новыми начальными условиями, соответствующими реализовавшимся значениям фазовых координат КА. Процедура уточнения этой зависимости должна периодически повторяться до тех пор, пока не будет выполнено условие (8.4).

Синтез адаптивного алгоритма управления можно провести следующим образом [5, 66]. Пусть с использованием некоторого алгоритма управления КА осуществляется построение последовательности приближений оптимального управления $u_0(t)$ и соответствующей траектории $x_0(t)$, начинающейся в фазовой точке $x_0(t_0)$. В текущий момент времени t вычисляется упрежденное на шаг Δt положение фазового вектора КА $x(t_0 + \Delta t)$, которое принимается для исполнения в течение следующего промежутка времени $[t_0 + \Delta t, t_0 + 2\Delta t]$, а система управления в это время готовит управление для предполагаемого положения $x(t_0 + 2\Delta t)$ и т. д. В результате движение КА будет осуществляться по участкам траекторий, которые являются приближениями оптимальных траекторий для последовательности предсказываемых положений КА.

Итак, пусть имеем некоторый класс траекторий

$$x(t, u, x_0), \quad t \geq 0, \quad x(0, u, x_0) = x_0. \quad (8.68)$$

Предположим, что вектор-функция $x(t, u, x_0)$ непрерывна по совокупности (t, x_0) и допускает сдвиг по времени начальной точки:

$$x(t, u, x_0) \equiv x(t - \tau, u, x(\tau, u, x_0)), \quad (8.69)$$

где $t \geq \tau \geq 0$.

Предположим также, что для каждой точки x_0 существует оптимальное управление u_0 , которое обеспечивает минимум функционалу $I(u_0, x_0)$. Кроме того, будем считать, что некоторый алгоритм позволяет для любой точки $x_0 \in B$ строить последовательность управлений $u^{(i)}(x_0) \in U$ (здесь B — область управляемости, ограничивающая множество точек x_0 ; U — область, ограничивающая некоторый класс управлений u). В этом случае выполняются соотношения

$$\left. \begin{aligned} x\{t^{(i)}(x_0), u^{(i)}(x_0), x_0\} &\rightarrow 0, \\ I^{(i)}(x_0) &\rightarrow I(x_0) \quad \text{при } i \rightarrow \infty. \end{aligned} \right\} \quad (8.70)$$

В силу (8.70) для любого произвольного числа $\varepsilon \rightarrow 0$ существует номер $i(\varepsilon, x_0)$ такой, что при $i \geq i(\varepsilon, x_0)$ разность правых и левых величин в соотношениях (8.70) меньше ε [5].

Задаваясь числом $\Delta t > 0$, можно составить синтезируемую траекторию из участков вида (8.70):

$$x(\tau, \varepsilon, \Delta t) = x^{(j)}(\tau), \quad \tau \in [j\Delta t, (j+1)\Delta t] \quad (j = 0, 1, 2, \dots). \quad (8.71)$$

Здесь

$$\begin{aligned} x^{(j)}(\tau) &= x(\tau - j\Delta t, u_j, x^{(j-1)}(\Delta t)), \quad u_j = u^{i_j}(x^{(j-1)}(\Delta t)), \\ i_j &= i(\varepsilon_j, x^{(j-1)}(\Delta t)), \quad x^{-1}(\tau) \equiv x_0, \quad \varepsilon_j > 0. \end{aligned}$$

Эта траектория будет сколь угодно близка к оптимальной в том смысле, что

$$I(x_0, \varepsilon, \Delta t) \rightarrow I(x_0) \quad \text{при } \varepsilon \rightarrow 0, \quad \Delta t \rightarrow 0.$$

Следует отметить, что для нелинейных систем нет в настоящее время каких-либо общих рекомендаций относительно алгоритма построения последовательности управлений $u^{(i)}(x_0)$. Сложность задачи приводит к неизбежности использования эвристических приемов. При этом очень важным элементом, влияющим на вид синтезируемой траектории, является учет особенностей структуры поминального движения КА (оптимальных траекторий).

Проблема синтеза адаптивных алгоритмов управления на основе итеративных методов для КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли, была рассмотрена в работах

Д. Е. Охоцимского, Ю. Ф. Голубева, Ю. Г. Сихарулидзе и др. [65—70], предложивших метод многошагового алгоритма управления движением КА, к которому близок рассмотренный выше метод синтеза адаптивного алгоритма [5].[¶]

Ниже обсуждается один из возможных путей синтеза адаптивного алгоритма гарантирующего управления конечной скоростью спуска КА в атмосфере Марса. Предполагается, что на борту КА имеются измерительные и вычислительные средства, позволяющие определять текущие фазовые координаты аппарата, уточнять его характеристики и прогнозировать траекторию путем интегрирования уравнений движения для выбора программы управления.

Алгоритм управления предполагает решение следующих основных задач:

- прогноз движения КА и решение краевой задачи;
- выбор стратегии управления как функции текущего фазового состояния;
- определение фазовых координат движения КА (задача навигации);
- определение характеристик КА (задача идентификации).

Выбор стратегии управления. Будем рассматривать класс аппаратов, для которых оптимальным оказывается управление первого типа (см. главу 6). Для таких траекторий характерным является наличие изовысотного участка движения КА. Величина конечной скорости определяется только скоростью схода с ограничения ($V^{(2)}$) и не зависит от траектории выведения на режим горизонтального полета при условии, если

$$V^{(1)} \geq V^{(2)}, \quad (8.72)$$

где $V^{(1)}$ — скорость при выходе на ограничение.

Неединственность траекторий минимальной конечной скорости можно использовать для их оптимизации по другим критериям. Так, в главе 6 была рассмотрена вариационная задача по определению закона управления эффективным качеством, который обеспечивает минимальное $(n_{\max})_{\min}$ или максимальное $(n_{\max})_{\max}$ значение максимальной перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости. Величина $(n_{\max})_{\max}$ реализуется при одно-

разовом переключении $K_{эф}$ с минимального значения $K_{эф} = -K_6$ на максимальное $K_{эф} = +K_6$ на участке до выхода на ограничение, а $(n_{\max})_{\min}$ — при двухразовом переключении $K_{эф} = +K_6, -K_6, +K_6$. При использовании этих двух программ управления для КА с $P_x \approx \approx 200 \div 500 \text{ кг/м}^2$ и $K_6 = 0,3 \div 0,5$ разность

$$\Delta n_{\max} = (n_{\max})_{\max} - (n_{\max})_{\min}$$

может составлять $3 \div 4$ при одинаковых условиях входа. На любой траектории спуска, удовлетворяющей условию

$$(n_{\max})_{\max} \geq n_{\max} \geq (n_{\max})_{\min}, \quad (8.73)$$

можно обеспечить неизменное значение $V_k = V_{k \min} = = V_{k \text{ зад}}$. Используя эту особенность, траекторию спуска можно разбить на два участка: от момента входа до достижения $n_{\max}$ и от $n_{\max}$ до конца траектории. На первом участке алгоритм управления должен обеспечить только попадание КА в допустимую область максимальных перегрузок (8.73). На втором участке обеспечиваются требуемые конечные условия при одновременной максимизации $h_{\min}$.

Такое разделение траектории спуска на два участка позволяет существенно упростить решение задачи. Действительно, на первом участке можно применить упрощенное управление и лишь только на втором участке — точное управление с использованием прогнозирования конечных условий.

Обеспечение выведения КА в допустимую по $n_{\max}$ область можно осуществлять при разных номинальных программах управления эффективным качеством, из которых наиболее простой является программа полета с постоянным значением $K_{эф}$. Эту программу и рассмотрим в первую очередь. Численные исследования показали, что существует диапазон высот и перицентров траекторий входа, при движении внутри которого с $K_{эф} = \text{const}$ возможно выведение КА в допустимую по перегрузке область (8.73).

С другой стороны, на первом участке управления имеется некоторая свобода в выборе постоянного значения $K_{эф}$. А именно, каждой величине h_{π} внутри коридора входа соответствует некоторый набор значений $K_{эф}$ из

диапазона

$$K_{эф}^{(1)} \leq K_{эф} \leq K_{эф}^{(2)}, \quad (8.74)$$

которые обеспечивают приведение КА в область допустимых перегрузок. Этот некоторый произвол в выборе $K_{эф}$ можно использовать для создания наилучших условий при управлении на втором участке.

Опишем *стратегию управления* на первом участке спуска. КА входит в плотные слои атмосферы со значением эффективного качества $K_{эф} = +K_0$, с которым продолжает движение до $V_s = V_s^*$. Вход в атмосферу фиксируется при достижении порогового значения перегрузки (n_0) или кажущейся скорости (V_{s0}). В момент достижения $V_s = V_s^* = 100$ м/сек происходит поворот КА на такой угол крена γ_0 , с которым КА осуществляет выход на требуемое значение $n_{\max}$. При этом величина угла γ_0 зависит от времени t^* достижения заданного значения кажущейся скорости V_s^* :

$$\gamma_0 = f(t^*). \quad (8.75)$$

Построение зависимости (8.75) производится из условия наведения КА в область допустимых перегрузок (8.73) таким образом, чтобы создавались наиболее благоприятные условия для решения задачи управления на втором участке при полете в самой разреженной атмосфере. Время движения от момента n_0 до $n_{\max}$ отводится на решение навигационной задачи, уточнение параметров атмосферы и некоторых характеристик КА.

Решив задачу наведения в заданный диапазон $n_{\max}$, следует приступить к обеспечению значения $V_K \leq V_{K \text{ зад}}$ при одновременном выполнении условия максимизации $h_{\min}$. Как уже отмечалось, для получения $V_K = V_{K \min}$ управление полетом достаточно организовать таким образом, чтобы обеспечивалось выведение КА в точку с фазовыми координатами $V = V^{(2)}$, $h = h_{\text{доп}}$ и $\theta = 0$. Дальнейшее движение КА осуществляется с неизменным максимальным значением $K_{эф} = +K_0$. Для упрощения алгоритма управления и уменьшения необходимого быстродействия и памяти бортовой ЦВМ при выведении КА в эту точку будем использовать программу с $K_{эф} = \text{const}$.

Перейдем к *стратегии управления* на втором участке. После достижения $n_{\max}$ решается краевая задача по определению такого постоянного угла крена, при полете с которым от текущей точки коррекции до момента выравнивания траектории ($h_{\min}$) с последующим переходом на полет с $\gamma = 0$ (т. е. $K_{\text{эф}} = \frac{1}{2} K_0$) в конце траектории спуска обеспечивается $V_K \leq V_{K\text{зад}}$. Найденный угол крена выдерживается до следующей коррекции.

В связи с изменением реальных условий спуска, неточным знанием начального положения, наличием возмущений и т. д. необходимо периодически решать краевую задачу для коррекции управления. В момент достижения $h_{\min}$ устанавливается угол крена $\gamma = 0$. Дальнейший полет протекает с неизменным значением $\gamma = 0$ до конца траектории спуска.

Навигационная задача. В настоящее время разработан ряд методов решения навигационной задачи при спуске КА в атмосфере [13, 54, 70]. Опишем кратко их суть.

Один из возможных подходов состоит в уточнении необходимых параметров на некотором начальном этапе входа в атмосферу. Затем осуществляется интегрирование навигационной системы дифференциальных уравнений. Этот подход имеет недостатки, существенно влияющие на точность решения навигационных задач, которые связаны с тем, что длительность начального участка входа в атмосферу ограничена.

В работе [70] рассмотрен один из методов навигации, который заключается в определении уточняемого на борту КА параметра (высоты условного перицентра траектории входа) с помощью измерений вблизи начальной точки входа. В этом случае можно считать, что сопротивление атмосферы еще не успело оказать заметного влияния на траекторию спуска, и для расчета ожидаемого значения модуля аэродинамического ускорения можно использовать формулы кеплеровского движения. Сравнивая вычисленное и измеренное значения модуля аэродинамического ускорения, можно найти то значение h_* , при котором они совпадают.

Для уменьшения погрешности определения h_* желательно увеличивать мерный интервал. Однако из-за применения приближенных формул, осуществляющих пересчет фазовых координат точки входа в фазовые

координаты точки текущего положения КА, длительность мерного интервала ограничена. Поэтому в работе [70] развит новый подход к решению навигационной задачи, который позволяет уточнять фазовые координаты движения центра масс КА на протяжении всей траектории спуска параллельно с определением требуемого управления. Разработанный *метод параметрического семейства* заключается в следующем. Пусть требуется определить один параметр — высоту условного перицентра траектории входа h_{Σ} . В процессе движения интегрируются две траектории, соответствующие двум различным значениям высоты условного перицентра $h_{\Sigma}^{(0)}$ и $h_{\Sigma}^{(1)}$. В правых частях уравнений этих траекторий используется одно и то же значение аэродинамического ускорения, определяемое на основе показаний акселерометров. Эти траектории принадлежат однопараметрическому по h_{Σ} семейству, включающему и траекторию с искомым значением h_{Σ} . Искомое значение h_{Σ} определяется путем использования формул линейной интерполяции параметров движения КА по радиусу-вектору и скорости для двух опорных траекторий: $\mathbf{r}^{(0)}$, $\mathbf{r}^{(1)}$, $V^{(0)}$, $V^{(1)}$. Показано, что для КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли, эти формулы справедливы в любой момент времени и могут быть использованы на всей траектории спуска. При этом наблюдается высокая точность линейного приближения по h_{Σ} . Аналогичным образом можно определить и начальную высоту входа КА в атмосферу. Метод параметрического семейства применим также в более общем случае, когда требуется определять не один, а несколько параметров навигации.

В работе [54] рассмотрен один из методов определения оптимальных оценок компонент обобщенного вектора состояния для КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли. В целях улучшения сходимости оценок при решении задачи навигации предлагается использовать методику обработки информации с помощью модифицированного дискретного фильтра Калмана. Приводится соответствующий алгоритм обработки информации. Возможности модифицированного фильтра применительно к оценке скорости полета V , угла θ наклона траектории к местному горизонту и высоты h проверяются статистическим моделированием и свидетельствуют о высокой эффектив-

ности предлагаемого алгоритма навигации для спуска КА в атмосфере Земли. Представленные материалы о последовательности обработки информации, а также об изменении дисперсии оценок для типичной реализации показывают, что точность оценки угла θ за 4 сек измерений не хуже $0,02^\circ$, а точность оценки скорости спуска за те же 4 сек не хуже $0,35$ м/сек. Если мерный интервал увеличивается до 8 сек, точность определения параметров возрастает до $0,005^\circ$ и $0,1$ м/сек.

В работе [13] рассмотрены вопросы использования фильтров Калмана для оценки параметров траекторий спуска КА в атмосфере Венеры. В качестве измерительной информации предполагается использование сигналов двух акселерометров, жестко закрепленных на борту КА. Для оптимальной обработки измерений применяются алгоритмы линейного фильтра Калмана — Шмидта. Результаты моделирования демонстрируют высокую эффективность этих алгоритмов. В частности, через 30 сек измерений точность оценки величины скорости КА составляет $0,03$ м/сек.

Проведенные исследования показали, что большая часть из предлагаемых алгоритмов с соответствующей доработкой может быть использована для решения навигационной задачи при спуске КА в атмосфере Марса. Однако особенности спуска КА в атмосфере этой планеты позволяют построить более простые алгоритмы навигации [25]. Обсудим один из возможных путей построения такого алгоритма автономной навигации.

Рассмотренный ранее адаптивный алгоритм управления конечной скоростью спуска, предполагающий разбиение траектории на два участка, использует известные начальные данные для интегрирования уравнений движения. Тогда решение навигационной задачи сводится к построению во время движения одной интегральной кривой навигационных уравнений с известными начальными условиями. Однако в действительности начальные условия входа КА в атмосферу Марса известны с большой неопределенностью:

- возможный разброс по высоте условного перигентра составляет несколько километров;
- разброс в начальной скорости входа составляет несколько метров в секунду.

Кроме того отсутствует точная привязка начальной высоты точки входа КА в плотные слои атмосферы. В силу этого неизбежны навигационные ошибки, которые могут привести к недопустимому увеличению конечной скорости спуска относительно заданного значения или к существенному уменьшению высоты начала рикошети-рования. Оценка влияния ошибок в знании начальных условий $\Delta V_0^{\text{нав}}$, $\Delta h_\pi^{\text{нав}}$ и $h_0^{\text{нав}}$ на определение величин V_k и $h_{\min}$ показала *), что предлагаемый адаптивный алгоритм обеспечивает успешную работу системы управления, если погрешности начальных условий входа не превышают:

- по высоте условного перицентра $\Delta h_\pi^{\text{нав}} = \pm 5 \text{ км}$;
- по начальной высоте $\Delta h_0^{\text{нав}} = \pm 0,8 \text{ км}$;
- по скорости входа $\Delta V_0^{\text{нав}} = \pm 10 \text{ м/сек}$.

В настоящее время автономные средства наведения на участке подлета КА к плотным слоям атмосферы Марса не позволяют обеспечить вход с указанной точностью до h_π и h_0 . Следовательно, эти два параметра должны определяться в первую очередь на атмосферном участке спуска.

Если каким-то образом удастся осуществить точную привязку текущей высоты КА, то высота условного перицентра h_π может быть определена автономно любым из известных способов [13, 54, 70]. Проведенные исследования показали [24, 27], что можно построить аппроксимируемые полиномами невысокой степени простые зависимости, которые позволяют легко определить h_π на начальном участке входа по времени t^* достижения фиксированного значения кажущейся скорости $V_s = V_s^*$. Такой подход использует различную эффективность торможения КА при изменении условий входа. В качестве примера на рис. 8.10 приведена зависимость $h_\pi(t^*)$ при $V_s^* = 100 \text{ м/сек}$ для КА с $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $\bar{K}_0 = 0,3$. Она может быть аппроксимирована тремя прямыми:

$$\begin{aligned} h_\pi^{\text{нав}} &= a_1 t^* + b_1 & \text{при } t^* \leq t_1^*, \\ h_\pi^{\text{нав}} &= a_2 t^* + b_2 & \text{при } t_1^* < t^* < t_2^*, \\ h_\pi^{\text{нав}} &= a_3 t^* + b_3 & \text{при } t^* \geq t_2^*. \end{aligned}$$

*) В дальнейшем индексом «нав» будем обозначать навигационные параметры.

Здесь $a_1 = 25,81$ км/сек, $a_2 = 15,48$ км/сек, $a_3 = 2,93$ км/сек, $b_1 = -683,86$ км, $b_2 = -442,23$ км, $b_3 = -109,72$ км, $t_1^* = 23,4$ сек, $t_2^* = 26,5$ сек.

При построении этой зависимости предполагалась минимальная модель плотности атмосферы, а угол крена на начальном участке входа $\gamma_0 = 0$. Одним из основных

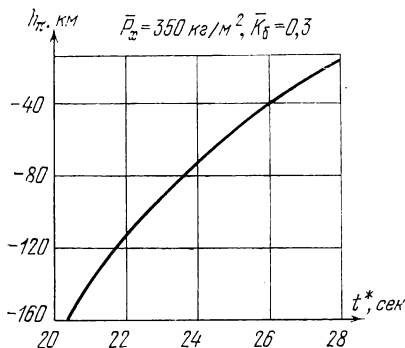


Рис. 8.10. Связь высоты условного перипетра траектории входа с временем достижения фиксированного значения кажущейся скорости.

возмущающих факторов, которые ухудшают точность определения h_π по такому методу, является возможное значительное отклонение параметров атмосферы Марса от расчетной модели. Из-за того, что в расчетах используется модель атмосферы с минимальной плотностью, отклонение измеряемой величины плотности возможно только в сторону ее увеличения по сравнению с расчет-

ной. Это обстоятельство позволяет, с одной стороны, исключить плотность из параметров, подлежащих уточнению на борту КА, и, с другой стороны, использовать описанный метод уточнения h_π для совместной работы алгоритмов управления конечной скоростью спуска КА и навигации. Действительно, при увеличении плотности атмосферы появляется погрешность в h_π , которая ухудшает точность управления, но вместе с тем это приводит к существенному уменьшению величины конечной скорости по сравнению с заданным значением при одновременном увеличении высоты начала рикошетирования траектории. Последние эффекты проявляются сильнее и в целом позволяют нейтрализовать влияние ошибки в определении h_π при возмущениях атмосферы.

Приведенные выше результаты справедливы в предположении, что известно точное значение начальной высоты входа. Поскольку точное определение высоты при подлете КА к плотным слоям атмосферы Марса связано со значительными трудностями из-за неточного знания

физических параметров планеты и условий в районе посадки, то приходится прибегать к косвенным методам. Так, например, можно считать, что при входе КА в атмосферу некоторому фиксированному значению перегрузки n^* или кажущейся скорости V_s^* соответствует вполне определенное значение начальной высоты h_0 , вычисляемое для принятого расчетного закона распределения плотности по высоте. Эту высоту целесообразно определять для минимальной модели атмосферы.

Идентификация параметров КА и характеристик атмосферы. Одной из центральных задач создания высокоточных адаптивных алгоритмов управления движением КА является задача идентификации, связанная с получением необходимой информации об управляемом объекте и о характеристиках окружающей среды. Несмотря на интенсивное развитие теории и методов идентификации [63], их применение к задачам спуска КА в атмосфере еще не нашло широкого распространения. Можно указать на один из известных методов идентификации, который основан на использовании алгоритма с параметрической адаптивной эталонной моделью. В работе [63] показано, что этот метод является одним из наиболее простых и гибких. Суть его заключается в том, что заданный сигнал одновременно поступает на вход как неизвестной системы, так и ее модели. Параметры модели непрерывно изменяются с целью уменьшения ошибки между выходными сигналами системы и модели. В этом случае параметры модели асимптотически стремятся к параметрам неизвестной системы. Алгоритмы настройки параметров модели могут быть построены с использованием различных методов: прямого метода Ляпунова, методов, основанных на использовании квадратичного критерия качества, функций чувствительности и т. д. Использование метода Ляпунова имеет некоторое преимущество перед остальными (в основном базирующимися на градиентном подходе), поскольку гарантирует глобальную устойчивость и обеспечивает хорошую скорость сходимости. В работе [63] отмечается, что для идентификации аэродинамических коэффициентов КА могут быть использованы градиентные алгоритмы, которые более просты в вычислительном отношении и позволяют осуществлять идентификацию параметров КА в реальном масштабе времени.

В работе [70] предлагается один из возможных способов прогнозирования величины аэродинамического качества для будущих моментов времени. Он основан на предположении, что при движении в атмосфере КА одинакового типа происходят подобные физические процессы. В силу этого искомая функция $K_0(t)$ принимается подобной в среднем некоторой эталонной функции $K_0^{(0)}(t)$ согласно соотношению

$$K_0(t) = \psi(t) K_0^{(0)}(t),$$

где $\psi(t)$ — некоторая функция, характеризующая подобие. Рассмотрены различные способы задания указанных функций. Представлены результаты исследования влияния различного рода ошибок на вычисление этих функций. Показано, что в оценках погрешности важно не точное значение величины отклонения истинного аэродинамического качества от расчетного, а та минимальная граница, которую отклонение не может превзойти.

Основными параметрами, которые в общем случае требуется определять на борту КА при синтезе адаптивного алгоритма управления конечной скоростью спуска, являются аэродинамическое качество (K_0^H) и приведенная нагрузка на лобовую поверхность (P_x^H), знание которых определяет эффективность прогноза и в целом управления конечной скоростью спуска. Прежде чем решать задачу идентификации, рассмотрим влияние вариации параметров P_x^H и K_0^H на точность управления.

Предположим, что задача идентификации решена на борту КА. Пусть при этом имеется погрешность определения параметров ΔP_x^H и ΔK_0^H .

Рассмотрим следующие возможные случаи на примере спуска КА с номинальными значениями параметров $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $\bar{K}_0 = 0,3$.

1. $P_x^H > P_x$, где P_x — истинное значение параметра. В этом случае увеличение погрешности приводит к уменьшению конечной скорости относительно заданного значения и к уменьшению минимальной высоты (табл. 8.8). Если величина ΔP_x составляет $+35 \text{ кг/м}^2$, то конечная скорость уменьшается на 26 м/сек , а минимальная высота — на $0,63 \text{ км}$.

Таблица 8.8

Оценка влияния вариаций параметров P_x^H и K_0^H на точность управления

$\bar{K}_0 = 0,3$			$\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$		
$P_x^H, \text{ кг/м}^2$	$h_{\min}, \text{ км}$	$V_K, \text{ м/сек}$	K_0^H	$h_{\min}, \text{ км}$	$V_K, \text{ м/сек}$
315	6,54	608	0,27	6,29	592
330	6,36	599	0,28	6,26	593
340	6,21	592	0,29	6,17	588
360	5,91	578	0,31	5,97	582
370	5,73	570	0,32	5,91	578
385	5,37	564	0,33	5,82	575

2. $P_x^H < P_x$. В этом случае величина V_K возрастает при одновременном увеличении $h_{\min}$. Если $\Delta P_x = -35 \text{ кг/м}^2$, то конечная скорость возрастает на 18 м/сек , а минимальная высота на $0,54 \text{ км}$.

3. $K_0^H < K_0$. Уменьшение K_0^H относительно реального значения практически не изменяет величину конечной скорости и приводит к некоторому увеличению минимальной высоты. Так, уменьшение K_0^H на $0,03$ приводит всего лишь к увеличению V_K на 2 м/сек и $h_{\min}$ на $0,29 \text{ км}$.

4. $K_0^H > K_0$. В этом случае увеличение K_0^H приводит к уменьшению V_K и незначительному уменьшению $h_{\min}$. Например, увеличение K_0^H на $0,03$ (т. е. действительное значение качества $K_0 = 0,3$) приводит к уменьшению V_K на 15 м/сек и $h_{\min}$ на $0,18 \text{ км}$.

Качественная картина не изменяется при рассмотрении КА с любыми исходными параметрами, а меняются только количественные результаты. Итак, если на борту КА не осуществлять уточнения параметров P_x^H и K_0^H и в правые части уравнений прогноза подставлять номинальные значения характеристик КА независимо от их действительных значений, то максимальные величины погрешностей получения V_K и $h_{\min}$ составляют соответственно $\Delta V_K \approx 3\%$ и $\Delta h_{\min} \approx 10\%$ при точности задания величин P_x и K_0 порядка 10% . Следует, однако, отметить, что

погрешности управления могут быть существенно уменьшены, если воспользоваться отмеченным свойством противоположного влияния величин P_x^{π} и K_6^{π} на параметры V_K и $h_{\min}$. Действительно, если прогнозирование движения с целью выработки управления вести с использованием наибольшего значения $P_x^{\pi} = \bar{P}_x + \Delta P_x$ и наименьшего значения $K_6^{\pi} = \bar{K}_6 - \Delta K_6$ независимо от их действительных значений, то величины погрешностей ΔK_6 и $\Delta h_{\min}$ могут быть существенно снижены до величин $\sim 0,7\%$ и $\sim 2\%$ соответственно при изменении значений P_x и K_6 в диапазоне $P_x = \bar{P}_x \pm \Delta P_x$ и $K_6 = \bar{K}_6 \pm \Delta K_6$. Отсюда можно сделать важный вывод о том, что *вместо решения полной задачи идентификации на первом этапе можно использовать в правых частях дифференциальных уравнений прогноза определенным образом выбранные значения параметров КА* $P_x^{\pi} = P_{x \max}$ и $K_6^{\pi} = K_{6 \min}$.

Перейдем к задаче идентификации параметров окружающей среды. Как уже отмечалось, наибольший интерес представляет уточнение закона изменения плотности атмосферы $\rho(h)$, который также влияет на качество прогноза и управления конечной скоростью спуска. Нетрудно показать, что использование в уравнениях прогноза минимальной модели плотности атмосферы позволяет синтезировать алгоритмы управления, обеспечивающие выполнение условия (8.4) без специального решения задачи идентификации параметров атмосферы на борту КА. Действительно, если истинное значение плотности атмосферы больше принятого для прогноза, то это приведет к улучшению тормозящих свойств атмосферы и соответственно к уменьшению V_K .

Результаты исследования алгоритма на устойчивость по отношению к вариациям плотности атмосферы приведены в табл. 8.9 и 8.10. Алгоритм, построенный в предположении $\rho^{\pi}(h) = \rho_{\min}(h)$, оказался достаточно эффективным. Если плотность атмосферы окажется наибольшей, то V_K уменьшается примерно на $20 \div 25\%$ при одновременном возрастании $h_{\min}$ на $28 \div 30\%$. При действии других возмущений и $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$ алгоритм обеспечивает выведение КА на заданную конечную высоту: при скорости $V_K \leq V_{K \text{ зад}}$ величина $h_{\min}$ превышает номинальную на 2-3 км.

Таблица 8.9

Оценка эффективности алгоритма

Возмущения	$h_{\pi}, \text{ км}$			K_0		$P_{\Sigma}, \text{ кг, м}^2$		$V_0, \text{ км/сек}$	
	-16,6	-16,6	-150	0,33	0,27	385	315	6,01	5,99
$V_K, \text{ м/сек}$	455	452	477	455	459	519	434	536	462
$n_{\max}$	11,0	10,7	11,4	10,7	10,7	10,7	10,4	11,1	10,6
$h_{n_{\max}}, \text{ км}$	19,1	18,9	19,4	19,03	19,0	17,6	21,5	17,8	10,2
$h_{\min}, \text{ км}$	9,2	8,3	10,0	9,26	7,68	6,3	12,1	5,8	20,2

Примечание: в расчетах принято $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$, $\rho^{\Pi} = \rho_{\min}(h)$.

Таблица 8.10

Оценка эффективности алгоритма при действии атмосферных возмущений типа «змейки»

Характер вариаций плотности $\rho(h)$	$\uparrow \rho_{\max}$ $\downarrow \rho_{\min}$	$\uparrow \rho_{\min}$ $\downarrow \rho_{\max}$	$\uparrow \rho_{\max}$ $\downarrow \rho_{\min}$	$\uparrow \rho_{\min}$ $\downarrow \rho_{\max}$	$\uparrow \rho_{\max}$ $\downarrow \rho_{\min}$	$\uparrow \rho_{\min}$ $\downarrow \rho_{\max}$	$\uparrow \rho_{\max}$ $\downarrow \rho_{\min}$
$\Delta t_{\text{зм}}, \text{ сек}$	120	120	60	60	30	30	15
$V_K, \text{ м/сек}$	459	590	463	474	485	585	590
$n_{\max}$	11,3	10,7	11,3	4,87	19,8	13,5	13,1
$h_{n_{\max}}, \text{ км}$	11,8	18,9	11,9	20,3	17,0	21,9	18,5
$h_{\min}, \text{ км}$	6,12	8,12	6,8	5,6	6,88	12,2	10,7

Примечание: в расчетах принято $\rho_{(h)}^{\Pi} = \rho_{\min}(h)$.

Рассмотрим теперь устойчивость алгоритма управления к атмосферным возмущениям типа знакопеременных вариаций плотности. Они представляют собой периодическое кусочно-постоянное изменение плотности в зависимости от времени в пределах минимально и максимально возможных значений. Результаты исследования устойчи-

ности алгоритма управления при таких возмущениях плотности приведены в табл. 8.10. Чередувание максимальной и минимальной плотности на траектории спуска задавалось с различным периодом: $\Delta t_{\text{зм}} = 120, 60, 30$ и 15 сек. Алгоритм управления эффективно функционирует и при таких возмущениях плотности: приведение КА на конечную высоту осуществляется со скоростью $V_k \leq V_{k \text{ зад}}$ практически без потерь в величине h_{min} и даже во многих случаях с некоторым ее увеличением относительно $h_{\text{доп}}$.

Задача прогноза движения. Решение задачи прогноза сводится к выбору системы уравнений движения и метода интегрирования [70, 94, 95]. При решении этих проблем необходимо исходить из того, что все расчеты, осуществляемые в бортовой ЦВМ, должны быть выполнены за ограниченное время Δt . Кроме того, вычислительная программа, реализующая алгоритм, должна занимать как можно меньше места в памяти бортовой ЦВМ.

Как справедливо отмечается в работе [70], использование на первый взгляд привлекательных в смысле быстрого действия конечных формул для прогнозирования движения КА оказывается не совсем удобным. Объясняется это тем, что известные аналитические решения уравнений движения найдены для случая полета с $\gamma = \text{const}$ при некоторых частных условиях движения КА в атмосфере. Чтобы получить решение уравнений в общем случае и с переменным значением $\gamma(t)$, необходимо воспользоваться численным интегрированием.

При выборе системы уравнений движения предпочтение следует отдавать той из них, которая позволяет при одинаковой точности осуществлять интегрирование с большей величиной шага. Если же совпадают и величины шага, то в качестве критерия принимается количество операций для вычисления правых частей. Достаточно подробный сравнительный анализ различных систем дифференциальных уравнений, используемых при решении задачи прогноза, представлен в упомянутой работе [70]. Отмечается, что система дифференциальных уравнений, записанная в скоростной системе координат, предпочтительнее для осуществления прогноза, чем уравнения движения относительно неподвижной прямоугольной системы координат с началом в центре планеты. Вместе с тем использование уравнений движения, записанных в скорост-

ной системе координат, влечет за собой заметное увеличение количества арифметических операций.

Именно поэтому предлагается рассматривать уравнения прогноза, записанные в так называемой *присоединенной системе координат* (рис. 8.11).

Оси этой системы координат $O_1 e_1^{\Pi} e_2^{\Pi} e_3^{\Pi}$ расположены следующим образом. Начало системы координат (точка O_1) лежит на проекции r_p вектора r на плоскость Oe_1e_3 . Ось $O_1 e_1^{\Pi}$ направлена вдоль вектора r_p , а ось $O_1 e_3^{\Pi}$ перпендикулярна этому вектору в плоскости Oe_1e_3 . Оси $O_1 e_1^{\Pi}$ и $O_1 e_3^{\Pi}$ образуют угол φ , отсчитываемый по направлению часовой стрелки, если смотреть с конца единичного вектора e_2 . Ось $O_1 e_2^{\Pi}$ направлена параллельно e_2 . Полученные в [70] уравнения движения в присоединенной системе координат удобны для прогноза при малых значениях аэродинамического качества и имеют вид

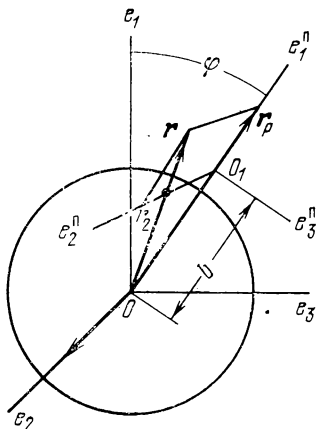


Рис. 8.11. Присоединенная система осей координат.

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\eta} &= -\frac{\mu}{r^3} (b + \eta) + \omega^2 (b + \eta) + a_{\eta}, \\ \ddot{r}_2 &= -\frac{\mu}{r^3} r_2 + a_2, \\ \dot{\omega} &= \frac{-2\omega\dot{\eta} + a_z}{b + \eta}, \end{aligned} \right\} \quad (8.76)$$

где $\omega = \frac{r_1 v_3 - r_3 v_1}{r_p^2}$, $\varphi = \arcsin \frac{r_3}{r_p}$, η и r_2 — координаты центра масс, отсчитываемые вдоль осей $O_1 e_1^{\Pi}$ и $O_1 e_2^{\Pi}$ соответственно; $\eta = r_p - b$, $\dot{\eta} = \frac{v_1 r_1 + v_3 r_3}{r_p}$, b — длина отрезка, соединяющего центр неподвижной системы координат O и присоединенной O_1 ; a_{η} , a_2 , a_z — проекции вектора

аэродинамического ускорения a на оси $O_1 e_1^n$, $O_1 e_2^n$, $O_1 e_3^n$,

$$r = \sqrt{(b + \eta)^2 + r_2^2}.$$

Проекции a_η , a_2 , a_ξ определяются равенствами

$$\left. \begin{aligned} a_\eta &= \kappa \rho V [-V_\eta (1 + K_2) + V_\xi K_1], \\ a_\xi &= \kappa \rho V [-V_\eta K_1 - V_\xi (1 + K_2)], \\ a_2 &= \kappa \rho V [-V_2 + K V_p \sin \gamma], \end{aligned} \right\} \quad (8.77)$$

в которых

$$V_p = \sqrt{V_\eta^2 + V_\xi^2}, \quad K_1 = \frac{KV \cos \gamma}{V_p}, \quad K_2 = \frac{KV_2 \sin \gamma}{V_p},$$

а через V_η , V_2 , V_ξ обозначены проекции на присоединенные оси вектора скорости относительно набегающего потока.

В работе [70] проводится сравнение систем дифференциальных уравнений прогноза в навигационной системе координат $Oe_1e_2e_3$, в скоростной системе координат и в присоединенной $O_1e_1^n e_2^n e_3^n$ для алгоритмов управления КА, осуществляющих спуск в атмосфере Земли. Сравнение проводилось по количеству арифметических операций, необходимых для счета правых частей, начальных данных и решения краевой задачи. Однако этих данных в общем случае оказывается недостаточно, и вывод о целесообразности применения той или иной системы уравнений может быть сделан лишь после учета особенностей реализации алгоритма в системе команд конкретной бортовой ЦВМ. Все же необходимо отметить, что использование системы дифференциальных уравнений в присоединенной системе координат имеет некоторое преимущество по сравнению с системой уравнений, записанной в скоростной системе координат. В дальнейшем при решении задачи прогноза использовалась система уравнений (8.76).

Быстродействие алгоритма управления во многом зависит от используемого метода интегрирования уравнений прогноза. В работе [70] рассмотрены некоторые простые методы численного интегрирования дифференциальных уравнений прогноза, требующие небольшого количества арифметических операций и малого объема оперативной памяти бортовой ЦВМ. Учитывая необходимость сокра-

щения арифметических операций, рассмотрены два метода, в которых на каждом шаге интегрирования достаточно произвести одноразовый расчет правых частей дифференциальных уравнений: метод Эйлера — Коши и метод Адамса. Показано, что, несмотря на несколько большую сложность формул, метод Адамса более предпочтителен по сравнению с методом Эйлера — Коши, так как позволяет выбирать больший шаг интегрирования.

Построение алгоритма управления. Конечным результатом функционирования алгоритма управления на каждом шаге коррекции является выбор значения аэродинамического качества $K_{\text{эф}}$, с которым должно осуществляться дальнейшее движение КА. Это значение определяется в результате решения красовой задачи. Известен ряд численных методов решения краевых задач (см., например, [81]). Было показано [27], что для рассматриваемого адаптивного алгоритма управления конечной скоростью спуска задача выбора требуемого значения угла крена решается удовлетворительно даже при использовании метода последовательного перебора с постоянным шагом по углу крена $\Delta\gamma_{\text{итер}}$.

В каждой точке коррекции расчет первой прогнозируемой траектории производится с минимальным значением угла крена $\gamma_0 = 0$ ($K_{\text{эф}} = +K_0$) от точки предполагаемой коррекции до конца траектории. Если оказывается, что $V_k \leq V_{k \text{ зад}}$, то решение задачи на этом заканчивается. Если же $V_k > V_{k \text{ зад}}$, то осуществляется новое интегрирование уравнений движения со значением $\gamma_i = \gamma_0 + f\Delta\gamma_{\text{итер}}$, где f — номер итерации. Итерации продолжаются до тех пор, пока не будет подобрано значение угла крена, удовлетворяющее условию $V_k \leq V_{k \text{ зад}}$. При решении задачи выбора управления на одном временном интервале между коррекциями важно уменьшить число итераций f . Для описанного выше способа число итераций определяется величиной поправки $\Delta\gamma_{\text{итер}}$; с увеличением $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ происходит уменьшение f . На рис. 8.12 в качестве примера для КА с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и аэродинамического качества $\bar{K}_0 = 0,3$ приведены зависимости максимального числа итераций f_{max} из множества коррекций на интервале $(t_{n \text{ max}}, t_{n \text{ min}})$ и величины h_{min} от $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ для трех значений высот условного перицентра траекторий входа

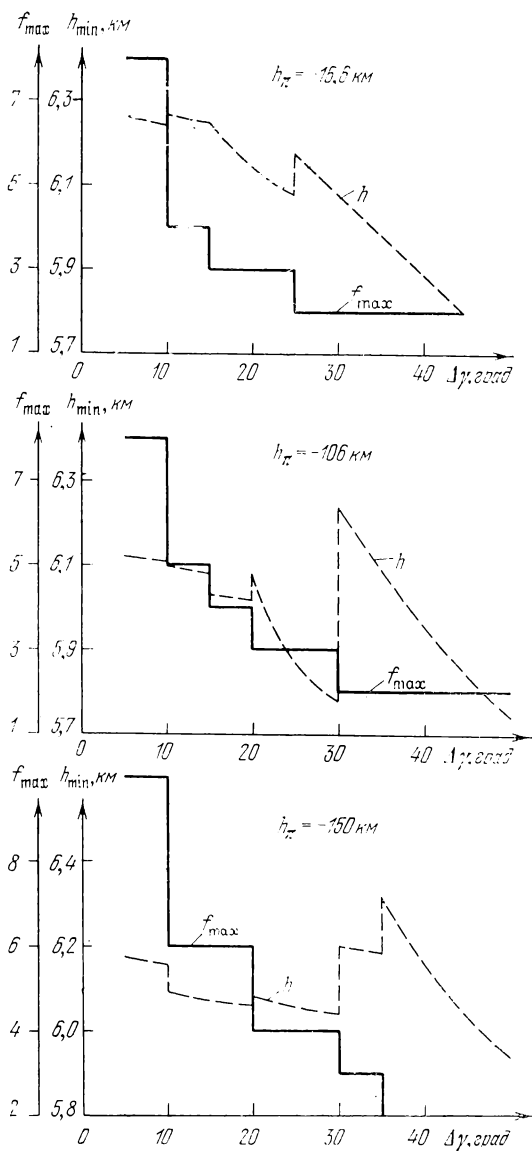


Рис. 8.12. Зависимость коэффициента $f_{\max}$ и минимальной высоты $h_{\min}$ от величины $\Delta\gamma_{\text{итер}}$.

$h_{\pi} = -16,6; -106; -150$ км при скорости входа КА в атмосферу $V_0 = 6$ км/сек.

Существуют определенные значения $\Delta\gamma_{\text{итер}}$, обеспечивающие решение задачи о выборе управления при минимальном числе итераций. Так, при $h_{\pi} = -16,6$ км $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ может приниматься в пределах от 25 до 45° ; при $h_{\pi} = -106$ км — от 30 до 50° , а при $h_{\pi} = -150$ км — от 35 до 50° . Во всех этих случаях число итераций не превышает двух. Следует отметить, что при $f = 2$ величина $h_{\min}$ несколько изменяется в зависимости от $\Delta\gamma_{\text{итер}}$, а именно: с увеличением $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ происходит незначительное уменьшение минимальной высоты пролета над поверхностью. Так, для $h_{\pi} = -16,6$ км при увеличении $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ от 25 до 45° величина $h_{\min}$ уменьшается всего с $6,17$ до $5,8$ км; для $h_{\pi} = -106$ км при изменении $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ от 30 до 50° величина $h_{\min}$ уменьшается с $6,24$ до $5,74$ км, а для $h_{\pi} = -150$ км увеличение $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ от 35 до 50° приводит к уменьшению $h_{\min}$ с $6,32$ до $5,95$ км.

Таким образом, описанный выше алгоритм решения краевой задачи позволяет при помощи не более чем двухразового интегрирования уравнений движения от точки коррекции до конца траектории находить требуемое значение угла крена. Причем величина поправки $\Delta\gamma_{\text{итер}}$ может быть выбрана одинаковой для всех h_{π} внутри коридора входа, так как при этом потери в $h_{\min}$ будут приемлемы.

Следует также отметить, что по мере погружения в атмосферу длительность прогнозируемого участка траектории сокращается и соответственно уменьшается время решения задачи прогноза. Этим обстоятельством целесообразно воспользоваться для более точного решения задачи выбора управления $K_{\text{эф}}$: в связи с сокращением оставшегося участка полета количество итераций на одном временном интервале может быть увеличено, что позволит более точно решить краевую задачу.

Моделирование алгоритма управления. Математическое моделирование алгоритма проводилось на ЭВМ с использованием двух систем уравнений типа (8.76) [70]. Первая система служит для расчета траекторий, определения фактических величин V_K и $h_{\min}$ и для решения задачи прогноза и выбора управления на борту КА. Вторая система уравнений с использованием ускорений a , получаемых

из решения первой системы и моделирующих показаний акселерометров, позволяет определять текущий радиус-вектор КА $r^{нав}$.

Эффективность алгоритма управления проверялась для КА с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и аэродинамического качества $\bar{K}_b = 0,3$. Рассматривался случай входа КА в атмосферу Марса со скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$. Номинальное значение минимально допустимой высоты пролета КА над поверхностью планеты принималось равным $h_{доп} = 6,7 \text{ км}$, а конечная высота $h_K = 6 \text{ км}$. Величина конечной скорости $V_{K \text{ зад}}$ предполагалась равной $V_{K \text{ min}}$ при оптимальном управлении в наиболее разреженной атмосфере. Для рассматриваемых параметров КА и $h_{доп} = 6,7 \text{ км}$ будет $V_{K \text{ min}} = V_{K \text{ зад}} = 590 \text{ м/сек}$.

На первом этапе моделирования исследовались принципиальные возможности алгоритма с целью оценки границ его применимости. При этом были сделаны следующие предположения:

- к моменту начала проведения коррекций (достижение n_{max}) текущие фазовые координаты и вектор скорости КА известны точно, т. е. $r \equiv r^{нав}$, $\dot{r} \equiv \dot{r}^{нав}$;

- никакие ограничения на характеристики бортовой ЦВМ не накладываются;

- проектно-баллистические параметры КА (приведенная нагрузка на лобовую поверхность $\bar{P}_x$ и аэродинамическое качество $\bar{K}_b$) и плотность ρ известны точно.

Результаты этого этапа моделирования представлены в табл. 8.11. Алгоритм достаточно эффективно функционирует при всех рассмотренных возмущениях. Он позволяет реализовать заданное значение конечной скорости спуска $V_K = 590 \text{ м/сек}$ даже для наихудших атмосферных условий при небольших потерях в минимальной высоте полета КА.

На втором этапе моделирования оценивалась эффективность совместной работы алгоритмов управления и навигации при действии разного рода возмущений, в том числе и инструментальных. Основные результаты совместного моделирования алгоритмов навигации и управления при условии точной привязки h_0 представлены в табл. 8.12 и 8.13. Применение рассмотренного выше метода определения h_K обеспечивает получение значения

Таблица 8.11

Оценка эффективности алгоритма на первом этапе моделирования

Варьируемые параметры	$n_{\max}$	$h_{n_{\max}}$, км	$h_{\min}$, км	V_K , м/сек
$h_{\pi} = -10,6$ км	7,95	13,0	6,26	572
$h_{\pi} = -106$ км	11,3	11,9	6,12	587
$h_{\pi} = -150$ км	12,6	11,3	6,18	590
$K_0 = 0,33$	11,2	12,3	6,37	585
$K_0 = 0,27$	11,4	11,6	5,74	583
$P_x = 385$ кг/м ²	11,3	10,8	4,64	590
$P_x = 315$ кг/м ²	11,3	13,0	7,53	589
$V_0 = 6,01$ км/сек	11,5	11,4	5,5	577
$V_0 = 5,99$ км/сек	11,1	12,4	6,6	588

Таблица 8.12

Оценка эффективности алгоритма на втором этапе моделирования

Варьируемые параметры	Модель минимальной плотности атмосферы				Модель максимальной плотности атмосферы		
	$h_{\min}$, км	$h_{\min}^{\text{нав}}$, км	V_K , м/сек	$V_K^{\text{нав}}$, м/сек	$h_{\min}$, км	$h_{\min}^{\text{нав}}$, км	V_K , м/сек
$h_{\pi} = -60$ км	6,26	6,10	573	571	8,30	-52,0	420
$h_{\pi} = -106$ км	6,12	6,04	587	585	8,70	-4,9	422
$h_{\pi} = -150$ км	6,18	6,07	590	589	10,00	25,3	427
$K_0 = 0,27$	5,81	5,49	584	590	7,98	21,4	457
$K_0 = 0,33$	6,26	—	595	572	8,71	22,8	410
$P_x = 315$ кг/м ²	7,47	7,57	580	578	11,80	22,7	411
$P_x = 385$ кг/м ²	4,32	4,87	583	572	7,05	21,4	450
$V_0 = 5,99$ км/сек	6,10	6,37	585	564	8,36	22,3	423
$V_0 = 6,01$ км/сек	6,12	6,07	587	603	8,27	21,9	424

$V_K \leq V_{K \text{ зад}}$ при действии всех основных возмущений даже в случае наихудших вариаций плотности атмосферы. Увеличение плотности приводит к существенному улучшению результатов: величина конечной скорости оказывается на $100 \div 130$ м/сек меньше заданной при одновре-

Таблица 8.13

Оценка эффективности алгоритма на втором этапе моделирования

Варьируемые параметры	Характер вариаций плотности	$\Delta t_{зм},$ сек	$h_{min},$ км	$h_{min}^{нав},$ км	$V_K,$ м/сек
$h_{\pi} = -60 \text{ км}$	$\rho_{min} \rightleftharpoons \rho_{max}$	120	6,05	5,94	459
$h_{\pi} = -106 \text{ км}$	$\rho_{max} \rightleftharpoons \rho_{min}$	120	8,27	21,30	578
$h_{\pi} = -150 \text{ км}$	$\rho_{min} \rightleftharpoons \rho_{max}$	60	6,77	6,69	463
$K_{\sigma} = 0,27$	$\rho_{max} \rightleftharpoons \rho_{min}$	60	4,75	18,60	467
$K_{\sigma} = 0,33$	$\rho_{min} \rightleftharpoons \rho_{max}$	30	6,88	6,74	485
$P_x = 315 \text{ кг/м}^3$	$\rho_{max} \rightleftharpoons \rho_{min}$	30	5,77	19,30	469
$P_x = 385 \text{ кг/м}^3$	$\rho_{max} \rightleftharpoons \rho_{min}$	∞	8,70	-4,90	422

менном увеличении на $2 \div 3 \text{ км}$ относительно $h_{доп}$ минимальной высоты полета КА над поверхностью Марса.

Обсудим теперь результаты расчетов при действии знакопеременных вариаций плотности атмосферы. Чередувание максимальной и минимальной плотности на траектории спуска задавалось с полупериодом $\Delta t_{зм} = 120, 60$ и 30 сек . Система управления справляется и с этими возмущениями (табл. 8.13). Лишь в отдельных случаях (например, при $\Delta t_{зм} = 60 \text{ сек}$) наблюдается уменьшение минимальной высоты полета на $1-2 \text{ км}$ относительно расчетного значения. Конечная скорость во всех случаях не превышает $V_{K \text{ зад}} = 590 \text{ м/сек}$.

Таким образом, оценка эффективности совместной работы алгоритмов определения h_{π} и управления показала, что даже при действии возмущений осуществляется устойчивое приведение КА на заданную высоту со скоростью $V_K \leq V_{K \text{ зад}}$ и $\max h_{min}$.

В табл. 8.14 и 8.15 представлены результаты оценки эффективности совместной работы алгоритмов навигации и управления в случае, когда определяется начальная высота h_0 . Использование предложенного способа оценки h_0 обеспечивает практически те же значения контролируемых параметров, что и в случае точного знания начальной высоты.

В качестве примера на рис. 8.13 приведено изменение скорости V , угла θ наклона траектории к местному гори-

зонту, высоты h , дальности L_π спуска, отсчитываемой от условного перицентра, и перегрузки в зависимости от времени спуска для $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$ ($\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $\bar{K}_6 = 0,3$, $h_\pi = -106 \text{ км}$). Там же представлены зависимости, демонстрирующие качество управления; программное изменение угла крена по времени спуска $\gamma_{\text{пр}}(t)$ и

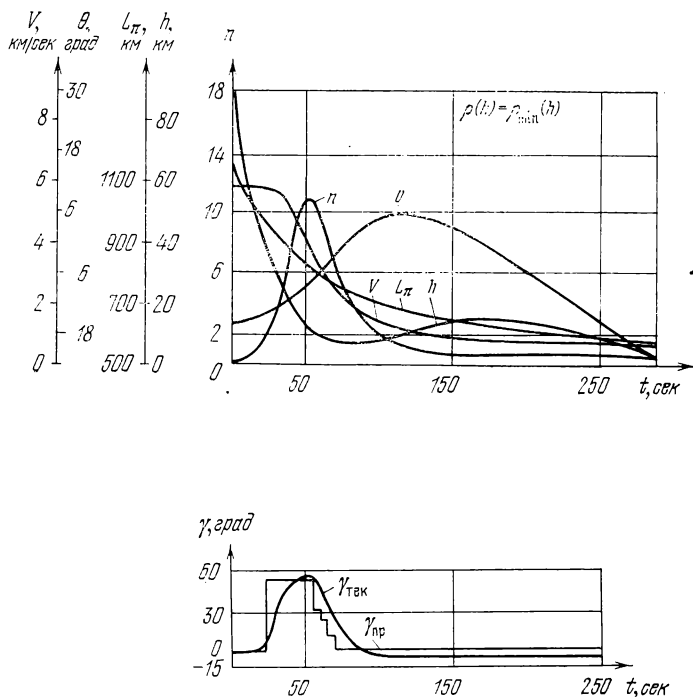


Рис. 8.13. Изменение параметров траектории при управляемом спуске.

текущее значение $\gamma_{\text{тек}}(t)$. Длительность шага коррекции принималась равной 5 сек.

В заключение приведем некоторые оценки характеристик бортовой ЦВМ, необходимых для реализации адаптивного алгоритма управления конечной скоростью спуска. Одноадресная машина с плавающей запятой должна располагать оперативной памятью порядка 120 ячеек; постоянной памятью 760 ячеек; средним быстродействием

Таблица 8.14

Оценка эффективности алгоритмов навигации и управления

Варьируемые параметры	Модель минимальной плотности атмосферы				Модель максимальной плотности атмосферы		
	$h, \text{ км}$	$h_{\text{нав}}^{\text{нав}}, \text{ км}$	$V_K, \text{ м/сек}$	$V_K^{\text{нав}}, \text{ м/сек}$	$h_{\text{min}}, \text{ км}$	$h_{\text{нав}}^{\text{нав}}, \text{ км}$	$V_K, \text{ м/сек}$
$h_{\pi} = -60 \text{ км}$	6,26	6,10	573	571	8,30	-24,20	420
$h_{\pi} = -106 \text{ км}$	6,12	6,04	587	585	8,70	-4,23	422
$h_{\pi} = -150 \text{ км}$	6,18	6,07	590	589	10,40	0,49	430
$K_{\bar{\sigma}} = 0,27$	5,88	4,78	586	607	8,14	-4,61	454
$K_{\bar{\sigma}} = 0,33$	6,36	5,93	589	595	9,47	-2,90	416
$P_x = 315 \text{ кг/м}^3$	7,74	5,56	593	629	12,30	-3,60	416
$P_x = 385 \text{ кг/м}^3$	4,40	4,88	584	574	7,40	-3,42	445
$V_0 = 5,99 \text{ км/сек}$	6,21	5,57	592	586	8,70	-3,70	422
$V_0 = 6,01 \text{ км/сек}$	6,24	5,26	593	625	8,70	-4,02	422

Таблица 8.15

Оценка эффективности алгоритмов навигации и управления

Варьируемые параметры	Характер вариаций плотности	$\Delta t_{\text{зм}}, \text{ сек}$	$h_{\text{min}}, \text{ км}$	$h_{\text{нав}}^{\text{нав}}, \text{ км}$	$V_K, \text{ м/сек}$
$h_{\pi} = -60 \text{ км}$	$\rho_{\text{min}} \rightleftharpoons \rho_{\text{max}}$	120	6,05	5,94	459
$h_{\pi} = -106 \text{ км}$	$\rho_{\text{max}} \rightleftharpoons \rho_{\text{min}}$	120	8,70	-17,60	578
$h_{\pi} = -150 \text{ км}$	$\rho_{\text{min}} \rightleftharpoons \rho_{\text{max}}$	60	6,77	6,69	463
$K_{\bar{\sigma}} = 0,27$	$\rho_{\text{max}} \rightleftharpoons \rho_{\text{min}}$	60	5,71	-20,60	477
$K_{\bar{\sigma}} = 0,33$	$\rho_{\text{min}} \rightleftharpoons \rho_{\text{max}}$	30	6,88	6,74	485
$P_x = 315 \text{ кг/м}^3$	$\rho_{\text{max}} \rightleftharpoons \rho_{\text{min}}$	30	7,14	-19,20	489
$P_x = 385 \text{ кг/м}^3$	$\rho_{\text{max}} \rightleftharpoons \rho_{\text{min}}$	∞	8,70	-4,23	422

20 000 операций в секунду; достаточна длина разрядной сетки в 14 — 16 двоичных разрядов. Эти характеристики являются вполне приемлемыми. Как известно [89], современная типовая одноадресная бортовая ЦВМ параллельного действия с плавающей запятой использует 75 команд,

имеет время сложения 1 мксек, умножения — 8 мксек, деления — 10 мксек, объем оперативного запоминающего устройства составляет 4096 32-разрядных слова.

Алгоритм с использованием опорной траектории

Одним из возможных методов управления траекторией спуска КА в атмосфере Марса является метод управления с использованием опорной траектории.

После уточнения подлетной траектории в коридоре входа опорная траектория вычисляется или выбирается из семейства этих траекторий, хранящихся в памяти бортовой ЦВМ. При выборе опорной траектории необходимо выполнить условия по захвату КА атмосферой и ограничение на минимальную высоту пролета КА над поверхностью Марса. В общем случае при этом требуется реализовать программное изменение эффективного аэродинамического качества.

Эффективный способ управления траекторией спуска может быть получен на основе применения второго метода Ляпунова [8, 57]. Получающийся закон управления обеспечивает асимптотическую устойчивость программного движения в силу нелинейных исходных дифференциальных уравнений движения. Переменные, используемые для задания программной траектории, должны удовлетворять следующим условиям:

— измерение их на борту может производиться с приемлемой точностью;

— отслеживание выбранных переменных должно обеспечивать приведение КА в заданную точку фазового пространства.

Будем предполагать, что на борту КА установлены акселерометры, измеряющие ускорения по трем взаимно перпендикулярным и неподвижным в инерциальном пространстве направлениям. С помощью акселерометров можно определить составляющие аэродинамического ускорения a_1 , a_2 , a_3 , а затем и вычислить компоненты скорости V_1 , V_2 , V_3 и радиуса-вектора r_1 , r_2 , r_3 . В качестве переменных для задания программной траектории можно выбрать скорость полета

$$V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 + V_3^2}, \quad (8.78)$$

производную от высоты по времени

$$\dot{h} = \frac{r_1 V_1 + r_2 V_2 + r_3 V_3}{r} \quad (8.79)$$

и производную от скорости по времени

$$\dot{V} = \frac{a_1 V_1 + a_2 V_2 + a_3 V_3}{V} - g \cdot \frac{\dot{h}}{V}. \quad (8.80)$$

Здесь

$$r = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 + r_3^2}, \quad g = \frac{\mu}{r^2}.$$

Для получения уравнений возмущенного движения используем уравнения движения КА в атмосфере в скоростной системе координат.

Введем обозначения:

$$\left. \begin{aligned} x_1 = \Delta V = V^* - V, \quad x_2 = \Delta \dot{V} = \dot{V}^* - \dot{V}, \\ x_3 = \Delta \dot{h} = \dot{h}^* - \dot{h}, \end{aligned} \right\} \quad (8.81)$$

где $V, \dot{V}, h$ — значения переменных на опорной траектории, запоминаемые в бортовой ЦВМ; $V^*, \dot{V}^*, \dot{h}^*$ — значения переменных на возмущенной траектории, вычисляемые в ЦВМ по уравнениям (8.78) — (8.80). Уравнения возмущенного движения можно записать в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_1}{dt} &= x_2, \\ \frac{dx_2}{dt} &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3, \\ \frac{dx_3}{dt} &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + Bu, \end{aligned} \right\} \quad (8.82)$$

где $a_{21}, a_{22}, \dots, a_{33}$ — некоторые коэффициенты уравнений, B — коэффициент при управляющей функции.

Для того чтобы управление входило в уравнения возмущенного движения линейно, управление u следует представить как разность

$$u = \Delta \cos \gamma = \cos \gamma^* - \cos \gamma. \quad (8.83)$$

Будем задавать управление u в виде

$$u = k_1 x_1 + k_2 x_2 + k_3 x_3. \quad (8.84)$$

Примем следующие допущения:

$$\cos(\theta + \Delta\theta) \approx \cos\theta \approx 1, \quad \frac{R}{R+h} \approx 1, \quad \frac{d}{dt}(g \sin\theta) \approx 0. \quad (8.85)$$

Пренебрежем изменением ускорения силы тяжести с высотой. Тогда коэффициенты a_{ij} и B запишутся следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} a_{21} &= g_0 \beta \frac{\dot{h}}{V V^*} - \frac{2\dot{V}^2}{V V^*} - \frac{2g_0 \dot{h} \dot{V} (V + V^*)}{V^2 V^{*2}}, \\ a_{22} &= 2 \frac{\dot{V} + \dot{V}^*}{V^*} + \left(-\beta + \frac{2g_0}{V^{*2}} \right) \dot{h}, \\ a_{23} &= -g\beta \frac{\dot{h} + \dot{h}^*}{V^*} + \left(-\beta + \frac{2g_0}{V^{*2}} \right) \dot{V}^*, \\ a_{31} &= \frac{g_0 \dot{h} K_0 \cos \gamma}{V V^*} + \frac{V + V^*}{R} - \frac{\dot{V} \dot{h}}{V V^*}, \\ a_{32} &= \frac{\dot{h}}{V^*} K_0 \cos \gamma, \\ a_{33} &= \frac{1}{V^*} (\dot{V}^* - K_0 g_0 \cos \gamma), \\ B &= -\frac{\dot{h} K_0 g_0}{V^*} - \dot{V}^* K_0. \end{aligned} \right\} \quad (8.86)$$

Как показывают проведенные расчеты, можно без ухудшения точности положить в этих формулах $a_{21} = 0$.

Выберем функцию Ляпунова $W(x)$ в виде квадратичной формы:

$$W = x_1^2 + a x_2^2 + 2b x_1 x_2 + c x_3^2 + 2d x_1 x_3 + 2e x_2 x_3. \quad (8.87)$$

Чтобы функция W была определенно-положительной, необходимо выполнение неравенств Сильвестра, которые запишутся в следующем виде:

$$a - b^2 > 0, \quad (8.88)$$

$$(a - b^2)(c - d^2) > (bd - e)^2. \quad (8.89)$$

Из условия теоремы Ляпунова невозмущенное движение $x_1 = x_2 = x_3 = 0$ будет асимптотически устойчивым, если полная производная от функции W по времени в силу

уравнений возмущенного движения будет определенно-отрицательной [57]:

$$\dot{W} = c_{11}x_1^2 + c_{12}x_1x_2 + c_{22}x_2^2 + c_{13}x_1x_3 + c_{23}x_2x_3 + c_{33}x_3^2 < 0, \quad (8.90)$$

где

$$\begin{aligned} c_{11} &= d(a_{31} + Bk_1), \\ c_{12} &= 1 + ba_{22} + d(a_{32} + Bk_2) + e(a_{31} + Bk_1), \\ c_{22} &= e(a_{32} + Bk_2) + b + aa_{22}, \\ c_{13} &= ba_{23} + c(a_{31} + Bk_1) + d(a_{33} + Bk_3), \\ c_{23} &= aa_{23} + c(a_{32} + Bk_2) + e(a_{33} + Bk_3) + d + ea_{22}, \\ c_{33} &= c(a_{33} + Bk_3) + ea_{23}, \end{aligned}$$

где k_1, k_2, k_3 — некоторые коэффициенты.

Условия определенной отрицательности квадратичной формы (8.87) будут

$$c_{11} < 0, \quad (8.91)$$

$$\begin{vmatrix} c_{11} & \frac{1}{2}c_{12} \\ \frac{1}{2}c_{12} & c_{22} \end{vmatrix} > 0, \quad (8.92)$$

$$\begin{vmatrix} c_{11} & \frac{1}{2}c_{12} & \frac{1}{2}c_{13} \\ \frac{1}{2}c_{12} & c_{22} & \frac{1}{2}c_{23} \\ \frac{1}{2}c_{13} & \frac{1}{2}c_{23} & c_{33} \end{vmatrix} < 0. \quad (8.93)$$

Из неравенства (8.91) получаем граничное значение для коэффициента k_1 :

$$k_1 < -\frac{a_{31}}{B}. \quad (8.94)$$

Отсюда следует, что коэффициент k_1 можно взять в виде

$$k_1 = -\frac{na_{31}}{B}, \quad (8.95)$$

где $n > 1$ — постоянный коэффициент, введенный для создания определенного запаса устойчивости. Из неравенств (8.92) и (8.93), решая соответствующие квадратные

уравнения, найдем средние значения коэффициентов k_2 и k_3 :

$$k_2 = \frac{ea_{31}(1-n) - 1 - ba_{22} - da_{32}}{Bd}, \quad (8.96)$$

$$k_3 = \frac{ea_{31}(1-n) + ba_{23} + da_{33}}{Bd}. \quad (8.97)$$

Если для простоты принять искомые коэффициенты k_2 и k_3 равными средним значениям, то из (8.92) и (8.93) получим дополнительно следующие неравенства:

$$d[e - bd + a_{22}(be - ad)] > 0, \quad (8.98)$$

$$4a_{23}(bc - de)[e - bd + a_{22}(be - ad)] > \\ > [d_2 - c + a_{22}(de - bc) + a_{23}(ad - be)]^2. \quad (8.99)$$

Неравенства (8.88), (8.89), (8.99) определяют достаточные условия устойчивости невозмущенного движения и служат для вычислений коэффициентов функции Ляпунова.

После выбора коэффициентов функции Ляпунова в плоскости переменных (k_i, t) ($i = 1, 2, 3$) можно построить допустимые области изменения величин $k_1(t)$, $k_2(t)$, $k_3(t)$. Необходимо выполнить при этом ограничение $(k_1x_1 + k_2x_2 + k_3x_3) < \Delta$. Выбор конкретных значений k_1 , k_2 , k_3 внутри этих областей устойчивости следует подчинять требованиям качества переходного процесса.

Результаты моделирования алгоритма. Моделирование алгоритма управления проводилось для КА с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и аэродинамического качества $\bar{K}_0 = 0,3$ при скорости входа $\bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$.

В качестве опорной была взята оптимальная траектория, содержащая участок движения по ограничению (траектория первого типа, см. главу 6). Предполагалось, что в бортовой ЦВМ хранятся зависимости $V(t)$, $\dot{V}(t)$, $\dot{h}(t)$, рассчитанные для случая движения КА в наиболее разреженной атмосфере $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$. Уточнение высоты условного перицентра и начальной высоты траектории входа осуществлялось в соответствии с методикой, изложенной в § 8.4.1. Оценка точности совместной работы алгоритмов навигации и управления показала достаточно высокую эффективность применения метода Ляпунова к управлению конечной скоростью спуска. С учетом движе-

ния относительно центра масс увеличение конечной скорости по сравнению с заданным значением ($V_{\text{к зад}} = 590 \text{ м/сек}$) при действии всех возмущений не превышает $10 \div 15 \text{ м/сек}$, а максимальная погрешность в величине минимальной высоты пролета КА над поверхностью планеты не превышает примерно 220 м в сторону уменьшения h_{min} .

Отметим преимущества и недостатки данного алгоритма. Его положительные стороны:

- для реализации алгоритма на борту КА требуется бортовая ЦВМ с достаточно малым быстродействием;
- система управления с использованием этого алгоритма обеспечивает высокую точность наведения при спуске в различных условиях;
- алгоритм управления не требует уточнения начальных условий входа в достаточно широких пределах, что следует из результатов численных расчетов;
- использование алгоритма позволяет с приемлемой точностью выдерживать выбранную опорную траекторию.

К недостаткам алгоритма можно отнести следующее:

- для его реализации требуется бортовая ЦВМ с достаточно большим объемом памяти для запоминания программных зависимостей;
- по сравнению с адаптивным алгоритмом, предполагающим прогнозирование конечных условий, имеются некоторые трудности в перенастройке на разные требуемые условия спуска, так как для каждого случая необходимы свои программные зависимости; система управления, использующая этот алгоритм менее гибка и менее универсальна.

ОРБИТАЛЬНО-ДЕСАНТНАЯ СХЕМА СПУСКА

ГЛАВА 9

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КА
НА ОРБИТУ ИСМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

§ 9.1. ОБСУЖДЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ

Помимо схемы посадки непосредственно с подлетной траектории, может быть совершена посадка КА на поверхность Марса с использованием орбитально-десантной схемы (так, в частности, организована схема полета КА «Викинг»). В этом случае КА первоначально выводится на орбиту ИСМ с использованием тормозной двигательной установки или с использованием комбинированного маневра, включающего предварительное аэродинамическое торможение в атмосфере и доразгон с помощью двигательной установки для выхода на орбиту. Затем весь КА или его часть (спускаемый аппарат) совершает спуск с орбиты на поверхность планеты. Описанный маневр имеет и самостоятельное значение, если конечной целью является только выведение КА на орбиту ИСМ (без последующего спуска на поверхность).

В главе 2 мы указывали на высокую экономичность формирования орбиты ИСМ с использованием предварительного аэродинамического торможения по сравнению с активным способом.

Напомним схему движения КА при реализации аэродинамического способа выведения на орбиту ИСМ (см. рис. 2.7):

- вход в верхние слои атмосферы Марса с начальными условиями h_0 , V_0 , θ_0 ;
- аэродинамическое торможение в атмосфере;
- вылет из атмосферы с начальными параметрами новой траектории $h^{(n)}$, $V^{(n)}$, $\theta^{(n)}$ и полет по переходной орбите, имеющей требуемое значение высоты апоцентра $h_{\Sigma 1}$ (высота перицентра $h_{\pi 1}$ зависит от программы управления КА на участке аэродинамического торможения);

— формирование с помощью двигательной установки требуемой орбиты ИСМ с апоцентром h_{22} и перигентом $h_{\pi 2}$.

Для формирования орбиты ИСМ указанным способом приходится решать ряд новых сложных технических задач, из которых в первую очередь можно указать следующие.

1. Обеспечение высокой точности навигации на подлетном участке с целью организации точного входа КА в требуемый коридор по высоте условного перигента. Дело в том, что даже при использовании управляемого спуска ширина коридора входа в атмосферу Марса мала.

2. Создание КА, который должен функционировать в течение длительного времени после прохождения плотных слоев атмосферы. Это требует обеспечения надежной теплозащиты, соответствующего выбора проектно-баллистических характеристик КА, обеспечения сохранности радиоантенн (создание убирающихся или складывающихся антенн, разработка теплозащитного покрытия для них, ввод в действие нового комплекта антенн после выхода КА из плотных слоев атмосферы и т. д.). Существенные трудности возникают и при компоновке такого КА.

3. Разработка совершенной системы управления КА, которая должна функционировать на участках подлета к планете, прохождения плотных слоев атмосферы и на внеатмосферном участке с целью формирования орбиты ИСМ. Такая система должна быть полностью автономной и быть комбинированной, т. е. способной функционировать как на участке, где в качестве основной управляющей силы используется пассивная аэродинамическая сила, так и на участке ракетодинамического маневра, где в качестве активной управляющей силы используется тяга двигательной установки.

Рассмотрим последовательность операций, осуществляемых системой управления. Сначала с использованием наземных и автономных средств определяется местоположение КА, осуществляется его ориентация в пространстве и строится на борту КА инерциальная система координат. Затем при подлете к плотным слоям атмосферы производятся все необходимые развороты для ориентированного входа КА в атмосферу. Как отмечалось в главе 2, при выведении КА на орбиту ИСМ за счет аэродина-

мического сопротивления можно погасить скорость КА от начальной гиперболической до околокруговой. Перигентр переходной орбиты $h_{\pi 1}$ всегда оказывается меньше перигентра заданной орбиты $h_{\pi 2}$, но потребные энергетические затраты на формирование орбиты ИСМ будут тем меньше, чем меньше разница между $h_{\pi 1}$ и $h_{\pi 2}$ при заданном значении h_{x1} , т. е. чем больше скорость КА в апоцентре переходного эллипса [36]. Поэтому на атмосферном участке система управления должна обеспечить такое аэродинамическое торможение, чтобы в апоцентре переходной орбиты КА имел максимальную скорость V_{x1} . После вылета из атмосферы осуществляются программные развороты аппарата, стабилизация его осей в нужном направлении и ему сообщается разгонный импульс для формирования заданной орбиты ИСМ. Для практически важных случаев наиболее выгодно по энергетике включение двигательной установки в апоцентре [86]. При этом сначала формируется промежуточная орбита, а затем с помощью повторных включений двигателя оптимальным образом осуществляется выведение на окончательную орбиту ИСМ.

Возможность решения перечисленных задач предопределяет реализуемость рассматриваемой схемы выведения КА на орбиту. Ниже мы исследуем проблемы:

- отыскания оптимального закона управления на участке аэродинамического торможения при использовании критерия $\max V_{x1}$ при $h_{x1} = h_{x \text{ зад}}$;

- определения требуемых проектно-баллистических характеристик КА в зависимости от ширины навигационного коридора входа;

- синтеза комбинированной системы управления, работающей на участках аэродинамического торможения и ракетодинамического маневра.

§ 9.2. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КА НА УЧАСТКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Рассмотрим задачу об отыскании оптимального закона управления КА на участке аэродинамического торможения при использовании критерия $\max V_{x1}$. Эта задача исследовалась в работах А. А. Шилова, Н. А. Эйсмонта и др. [30, 101]. Приведем некоторые результаты.

Перепишем уравнения движения КА (3.20) в виде

$$\dot{V} = -\frac{\rho V^2}{2P_x} - \frac{\mu}{(R+h)^2} \sin \theta, \quad (9.1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{1}{V} \left[K_{\text{эф}} \frac{\rho V^2}{2P_x} + \left(\frac{V^2}{R+h} - \frac{\mu}{(R+h)^2} \right) \cos \theta \right], \quad (9.2)$$

$$\dot{h} = V_{\sin \theta}. \quad (9.3)$$

Введем дополнительные упрощения [102]. Предполагая малость угла θ , линеаризуем уравнения (9.1) — (9.3) относительно θ . В правой части уравнения (9.1) положим второй член равным нулю, пренебрегая его величиной по сравнению с первым членом. Считаем также, что

$$\frac{V^2}{R+h} - \frac{\mu}{(R+h)^2} \approx \frac{V^2}{R+h_A} - \frac{\mu}{(R+h_A)^2}. \quad (9.4)$$

Исключая время t из системы уравнений (9.1) — (9.3), получим

$$\frac{dh}{dV} = -\frac{0P_x}{\rho V^2}, \quad (9.5)$$

$$\frac{d\theta}{dV} = \frac{1}{V} \left[-K_{\text{эф}} + \frac{P_x}{\rho V^2} \left(\frac{\mu}{(R+h_A)^2} - \frac{V^2}{R+h_A} \right) \right]. \quad (9.6)$$

Итак, имеем систему с двумя фазовыми переменными h , θ , независимой переменной V и управлением $K_{\text{эф}}$. При заданной величине h_{x1} минимальная величина импульса скорости, увеличивающего высоту перигентра $h_{\pi 1}$ до заданной величины $h_{\pi 2}$, имеет место при максимальной скорости на выходе из атмосферы. Поэтому задача об отыскании оптимального управления может быть сформулирована следующим образом: *в интервале $-K_{\bar{\sigma}} \leq K_{\text{эф}} \leq +K_{\bar{\sigma}}$ определить закон изменения $K_{\text{эф}} = K_{\text{эф}}(V)$, переводящий КА из начального положения (h_0, θ_0, V_0) в положение $(h^{\text{н}}, \theta^{\text{н}})$ при условии $V^{\text{н}} = V_{\text{max}}^{(\text{н})}$.*

Угол наклона траектории к местному горизонту в момент вылета КА из атмосферы связан со скоростью $V^{(\text{н})}$ конечным соотношением

$$\theta^{(\text{н})} =$$

$$= \arccos \sqrt{\frac{(R+h_{x \text{ зад}})\mu}{(R+h^{(\text{н})})^2 V^{(\text{н})^2} \left[2 - \frac{R+h_{x \text{ зад}}}{R+h^{(\text{н})}} \left(2 - \frac{R+h^{(\text{н})}}{\mu} (V^{(\text{н})})^2 \right) \right]}}.$$

Это ограничение на величину $\theta^{(B)}$ необходимо учитывать, чтобы удовлетворить условию $h_{x1} = h_{x \text{ зад.}}$.

Для решения задачи используем принцип максимума Понтрягина [79]. Запишем функцию Гамильтона

$$H = -\psi_1 \frac{dh}{dV} - \psi_2 \frac{d\theta}{dV}, \quad (9.7)$$

где ψ_1 и ψ_2 — решение сопряженной системы уравнений

$$\frac{d^2\psi_2}{dV^2} = -\frac{0P_x}{V} \frac{d\rho}{dh} \frac{\psi_1}{\rho^2} + \left(\frac{\mu}{(R+h_A)^2} - \frac{V^2}{R+h_A} \right) \frac{d\rho}{dh} \frac{\psi_2 P_x}{\rho^2 V^3}, \quad (9.8)$$

$$\frac{d\psi_1}{dV} = \frac{\psi_1 P_x}{\rho V}. \quad (9.9)$$

Оптимальное управление, доставляющее максимум гамильтониану (9.7), имеет вид

$$K_{\text{оп}} = K_0 \operatorname{sign} \psi_2. \quad (9.10)$$

Отсюда следует, что число переключений управления равно числу нулей функции ψ_2 на интервале $V^{(B)} < V < V_0$. Исключая ψ_1 из уравнений (9.8) и (9.9), получим уравнения второго порядка для ψ_2

$$\frac{d^2\psi_2}{dV^2} + \frac{1}{V} \frac{d\psi_2}{dV} + \left(\frac{V^2}{R+h_A} - \frac{\mu}{(R+h_A)^2} \right) \frac{d\rho}{dh} \frac{\psi_2 P_x^2}{\rho^2 V^3} = 0. \quad (9.11)$$

Используя подстановку

$$\psi_2(V) = z(V) \exp \left(-\frac{1}{2} \int_{V_0}^V \frac{1}{\xi} d\xi \right),$$

приведем уравнение (9.11) к виду

$$\frac{d^2 z}{dV^2} + B(V) z = 0, \quad (9.12)$$

где

$$B = \frac{1}{4V^2} + \left(\frac{V^2}{R+h_A} - \frac{\mu}{(R+h_A)^2} \right) \frac{d\rho}{dh} \frac{P_x^2}{\rho^2 V^3}.$$

Функции $\psi_2(V)$ и $z(V)$ обращаются в нуль одновременно. Если функция $B(V)$, определенная при $0 < \varepsilon \leq V < \infty$, удовлетворяет неравенству $B(V) \leq 0,25V^2$, то любое нетривиальное решение уравнения (9.12) имеет не более одного нуля [102]. Поскольку $d\rho/dh < 0$, то

$B \leq 0,25V^2$ при $V^2/(R + h_A) - \mu/(R + h_A)^2 \geq 0$. Отсюда следует, что оптимальный закон управления при выведении КА на орбиту ИСМ имеет не более одного переключения, если скорость в конце торможения не менее круговой. Проведенные исследования показали [102], что подобная структура управления остается и в том случае, если конечная скорость $V^{(в)}$ меньше круговой.

Численное решение краевой задачи, к которой сводится поставленная экстремальная задача, показало, что функция ψ_2 в начальной точке положительна, затем в процессе полета она уменьшается до нуля и остается отрицательной до конца траектории выведения. Это означает в соответствии с (9.10), что КА осуществляет вход в плотные слои атмосферы с максимальной величиной подъемной силы ($K_{эф} = +K_0$). Затем в процессе полета осуществляется переключение эффективного качества с $K_{эф} = +K_0$ на $K_{эф} = -K_0$ для обеспечения требуемых условий на выходе КА из атмосферы.

Следует отметить, что существуют два таких значения высоты условного перицентра траектории (h_{π}^H и h_{π}^B), при входе с которыми в атмосферу Марса оптимальная программа управления вырождается в программу полета с постоянными граничными значениями эффективного качества $K_{эф} = +K_0$ и $K_{эф} = -K_0$. При отсутствии каких-либо дополнительных ограничений на траекторию движения и при заданных параметрах КА, скорости входа и точном знании атмосферы Марса эти значения определяют нижнюю (h_{π}^H) и верхнюю (h_{π}^B) границы коридора входа.

§ 9.3. АНАЛИЗ ЧИСЛЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Численное решение поставленной задачи проводилось при следующих исходных предпосылках:

— начальная скорость входа варьировалась в диапазоне $6 \text{ км/сек} \leq V_0 \leq 8 \text{ км/сек}$;

— величина аэродинамического качества изменялась в пределах $0,3 \leq K_0 \leq 0,8$;

— величина приведенной нагрузки на лобовую поверхность бралась в диапазоне $100 \text{ кг/м}^2 \leq P_x \leq 1000 \text{ кг/м}^2$;

— движение КА рассматривалось внутри всего коридора входа (см. главу 2).

Рис. 9.1 показывает влияние высоты условного перицентра траектории входа на величину разгонного импульса ΔV при формировании соответствующей круговой орбиты с оптимальным управлением. Характерной особенностью оптимального управления является наличие горизонтального участка у графика зависимости $\Delta V(h_-)$, когда величина требуемого разгонного импульса практически

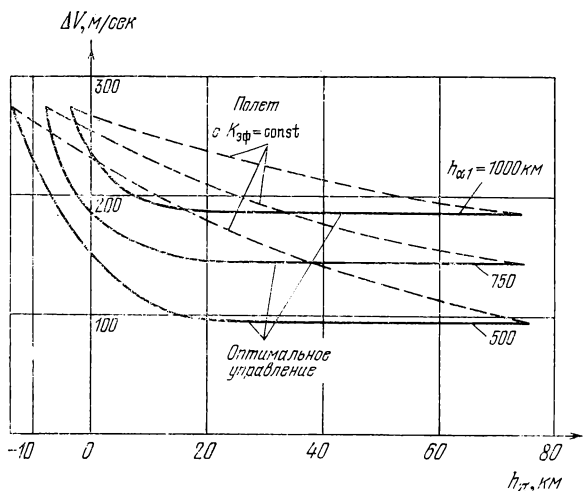


Рис. 9.1. Величины требуемого импульса ΔV при оптимальном управлении КА и при полете с постоянным значением $K_{эф}$ ($V_0 = 6$ км/сек, $P_x = 350$ кг/м², $K_0 = 0,5$, $\rho(h) = \rho_{max}(h)$).

остается неизменной в значительной части коридора входа (70 ÷ 75% от величины коридора); только вблизи нижней границы происходит резкое возрастание величины ΔV , которая достигает максимума при входе КА с $h_- = h_-^H$.

Так, при изменении высоты условного перицентра от $h_-^B = 76$ км до $h_- = 10$ км величина ΔV изменяется с 91 до 105 м/сек ($h_{x1} = 500$ км, $P_x = 350$ кг/м², $K_0 = 0,5$, $V_0 = 6$ км/сек, $\rho(h) = \rho_{max}(h)$). Дальнейшее уменьшение h_- от 10 км до $h_-^{(H)} = -15$ км приводит к увеличению ΔV от 105 до 275 м/сек, т. е. более чем в 2,5 раза. Увеличение высоты апоцентра переходной орбиты h_{x1} (см. рис. 9.1) приводит к тому, что в целом энергетические затраты для выведения КА на орбиту ИСМ возрастают.

Таблица 9.1

Оценка влияния плотности атмосферы на требуемую величину разгонного импульса

h_{π} , км	$\rho(h) = \rho_{\min}(h)$		$\rho(h) = \rho_{\max}(h)$	
	$V_{\alpha 1}$, м/сек	ΔV , м/сек	$V_{\alpha 1}$, м/сек	ΔV , м/сек
40	3206,57	96,94	3211,79	91,62
30	3206,54	96,96	3211,48	91,93
15	3206,16	97,23	3208,71	94,70
0	3204,00	99,39	3187,22	116,19
— 5	3201,22	102,22	3165,62	137,79
—13	3188,89	114,55	3093,53	209,88

В табл. 9.1 представлены результаты оценки влияния плотности атмосферы ($\rho(h)$) на требуемую величину разгонного импульса (ΔV) при оптимальном управлении по углу крена. В случае увеличения $\rho(h)$ от $\rho_{\min}(h)$ до

$\rho_{\max}(h)$ происходит незначительное уменьшение требуемого импульса ΔV примерно на $5 \div 10$ м/сек вблизи верхней границы коридора входа и увеличение ΔV на $30 \div 40$ м/сек вблизи нижней.

На рис. 9.2 и 9.3 показаны частные зависимости скорости $V_{\alpha 1}$ на высоте $h = h_{\alpha 1}$ и требуемого разгонного импульса ΔV от скорости входа V_0 , нагрузки на лобовую поверхность P_x и аэродинамического качества K_0 . При оценке влияния каждого из перечисленных параметров на величину $V_{\alpha 1}$ и ΔV в качестве исходных брались сле-

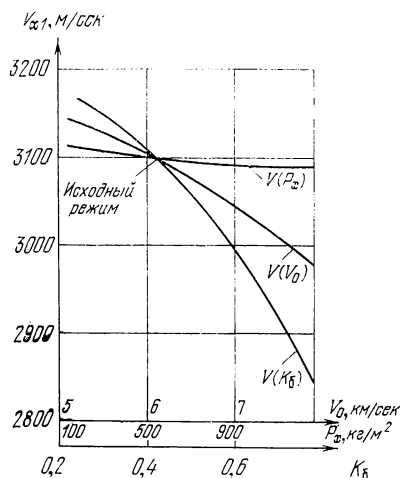


Рис. 9.2. Влияние скорости входа и параметров КА на скорость в апоцентре ($\rho(h) = \rho_{\max}(h)$, $h_{\alpha 1} = 500$ км).

дующие условия движения КА. Вход КА в атмосферу для каждого расчетного случая осуществляется по ниж-

ней границе коридора входа при наибольшей плотности атмосферы. Скорость входа бралась равной $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, нагрузка на лобовую поверхность $P_x = 500 \text{ кг/м}^2$, величина аэродинамического качества $K_0 = 0,4$.

Затраты на разгонный импульс возрастают с увеличением параметров K_0 , P_x и V_0 . При изменении K_0 от 0,4 до 0,8 величина ΔV возрастает со 196 до 480 м/сек, а при увеличении скорости входа с 6 до 8 км/сек ΔV изменяется от 196 до 336 м/сек. Одно-

временно увеличивается коридор входа (более чем в 2,5 раза при изменении K_0 и почти в 1,7 раза при изменении V_0 . При этом расширение коридора происходит в основном за счет смещения нижней границы в сторону меньших значений h_{π}^H . При заданном коридоре входа величина ΔV при увеличении K_0 уменьшается. Ниже это будет показано более подробно. Представленные результаты расчетов позволяют оценить требуемую величину разгонного импульса при использовании оптимального закона управления для широкого

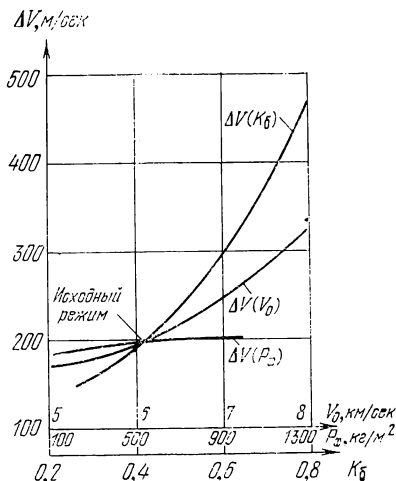


Рис. 9.3. Зависимость величины требуемого разгонного импульса от скорости входа и параметров КА ($\rho(h) = \rho_{\max}(h)$, $h_{\pi 1} = 500 \text{ км}$).

диапазона проектно-баллистических характеристик КА и условий входа в атмосферу. При этом оказалось, что использование оптимального управления в пределах всего коридора входа нецелесообразно, так как при движении по его нижней границе происходит резкое возрастание потребной величины ΔV . Уменьшение ширины коридора входа со стороны h_{π}^H на $10 \div 20 \text{ км}$ позволяет существенно сократить требуемую величину разгонного импульса (примерно на $100 \div 150 \text{ м/сек}$). Дальнейшее сужение коридора входа практически не влияет на величину ΔV при использовании оптимального закона управления движением КА.

§ 9.4. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КА

Одной из важных задач в проблеме выведения КА на орбиту ИСМ с использованием аэродинамического торможения является выбор основных проектно-баллистических характеристик КА — аэродинамического качества и приведенной нагрузки на лобовую поверхность. Основным критерием при выборе параметров P_x и K_0 служит потребная ширина коридора входа. Использование этого критерия необходимо при рассмотрении участка аэродинамического торможения КА и при анализе возможностей системы навигации на участке подлета КА к плотным слоям атмосферы. Для упрощения задачи управления КА на атмосферном участке желательно, чтобы навигационный коридор входа был минимален. Это дает возможность реализовать с высокой степенью точности оптимальное движение КА в атмосфере и снижает требования к проектно-баллистическим характеристикам КА.

Для создания простой и легкой системы управления, работающей на участке подлета к атмосфере планеты, желательно, чтобы величина требуемого навигационного коридора входа была максимальной, т. е. КА должен располагать большими возможностями управления на атмосферном участке. Проанализируем прежде всего факторы, влияющие на ширину оперативного коридора входа, и изучим возможности ее максимизации с целью выработки разумных требований к навигационному коридору и основным проектно-баллистическим характеристикам КА.

Влияние скорости входа КА в атмосферу на ширину оперативного коридора входа. В общем случае скорость входа КА в атмосферу Марса определяется выбранной схемой перелета, датой старта КА к Марсу, располагаемыми энергетическими возможностями и т. д. (см. главу 2). Увеличение скорости входа КА в атмосферу может быть достигнуто, например, при увеличении скорости старта КА с промежуточной околоземной орбиты.

На рис. 9.4 представлены зависимости верхней (h_{π}^n) и нижней (h_{π}^u) границ коридора входа от скорости входа V_0 . При увеличении скорости входа коридор расширяется в основном за счет снижения нижней границы h_{π}^u . Верхняя граница коридора входа (h_{π}^n) практически ос-

тается неизменной. Действительно, если при увеличении скорости входа с 6 до 7 км/сек верхняя граница оперативного коридора входа уменьшается с 81 до 79 км ($P_x = 350$ кг/м², $K_0 = 0,5$, $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$), то величина h_{π}^n уменьшается (т. е. ширина коридора увеличивается) с —16 до —42 км при тех же условиях. Для расширения коридора входа на $10 \div 12$ км необходимо увеличить скорость входа примерно на 500 м/сек. Это эквивалентно увеличению затрат массы топлива КА при старте с околоземной орбиты примерно на 1% от массы КА, подлетающего к планете, что ставит под сомнение эффективность такого способа расширения оперативного коридора входа.

Влияние неопределенности в знании параметров атмосферы Марса на ширину коридора входа. Как уже говорилось в главе 2,

имеющиеся сведения о законе распределения плотности атмосферы Марса по высоте $\rho(h)$ не позволяют построить достаточно точную модель. При расчетах обычно используется модель, которая представляет собой некоторое семейство зависимостей плотности атмосферы от высоты, ограниченное с двух сторон наиболее разреженной ($\rho_{\min}(h)$) и наиболее плотной ($\rho_{\max}(h)$) атмосферой. Наличие двух равновероятных граничных зависимостей плотности от высоты приводит к сужению коридора входа. Действительно, если разброс по плотности отсутствует, т. е. $\rho_{\min}(h) = \rho_{\max}(h)$, то ширина коридора входа максимальна. Если же $\rho_{\min}(h) \neq \rho_{\max}(h)$, то при расчете верхней (h_{π}^v) и нижней (h_{π}^n) границ

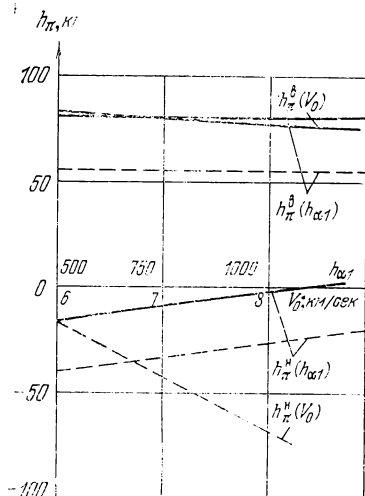


Рис. 9.4. Верхняя и нижняя границы коридора входа при вариации скорости входа в атмосферу и высоты апоцентра переходной орбиты ($P_x = 350$ кг/м², $K_0 = 0,5$). (Сплошная линия — $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$, штриховая — $\rho_{\min}(h)$.)

коридора входа следует исходить из наихудшего случая. В частности, при оценке величины h_{π}^n необходимо использовать наиболее разреженную атмосферу, а при расчете h_{π}^n — наиболее плотную. Используя данные рис. 9.4, можно проследить зависимость верхней и нижней границ коридора входа от высоты h_{x1} апоцентра переходной орбиты в случаях «точного» и «неточного» знания параметров атмосферы Марса. (В качестве «точной» зависимости $\rho(h)$ была взята наиболее плотная атмосфера.) При этом рассматривался КА с $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $K_0 = 0,5$. Скорость входа в атмосферу бралась равной $V_0 = 6 \text{ км/сек}$. Видно, что ширина коридора за счет «неточного» знания параметров атмосферы существенно сужается. Если при «точном» знании закона изменения плотности по высоте ширина коридора входа составляет 94 км ($h_{x1} = 500 \text{ км}$), то при «неточном» она равна $\Delta h_{\pi} = 68 \text{ км}$. Уточнение параметров атмосферы внутри рассмотренных моделей приводит к расширению коридора входа на $20 \div 25 \text{ км}$. Однако этот фактор при современном уровне знаний атмосферы Марса, очевидно, не может быть использован для максимизации коридора входа.

Влияние на ширину коридора входа высоты апоцентра заданной орбиты. Рассмотрим теперь влияние выбора заданной высоты апоцентра переходной орбиты на ширину коридора входа. Зависимости, представленные на рис. 9.4, показывают, что с увеличением высоты апоцентра h_{x1} ширина коридора входа в целом уменьшается. Так, например, при увеличении h_{x1} с 500 до 1000 км Δh_{π} изменяется с 68 до 56 км . Сужение коридора входа с увеличением h_{x1} происходит в основном за счет смещения нижней границы h_{π}^n , а верхняя граница h_{π}^n практически остается неизменной. Этим обстоятельством можно воспользоваться для расширения коридора входа. Действительно, если допустить, что КА после вылета из атмосферы может выводиться не на заданную высоту апоцентра h_{x1} , а в некоторый диапазон $h_{x1}^{(1)} \leq h_{x1} \leq h_{x1}^{(2)}$, то нижняя граница коридора входа будет определяться из условия выведения КА на высоту $h_{x1}^{(1)}$ и спижаться, а верхняя при выведении на любое значение h_{x1} из указанного диапазона практически остается неизменной. В целом это приводит к расширению коридора входа.

На рис. 9.5 представлены зависимости верхней и нижней границ коридора входа от величины аэродинамического качества при выведении КА на высоту апоцентра $h_{x1} = 500$ км и в диапазон высот h_{x1} от 250 до 500 км. Видно, что с увеличением аэродинамического качества эффект расширения коридора входа при выведении КА в диапазон высот апоцентра возрастает. Если при $K_6 = 0,5$ ширина

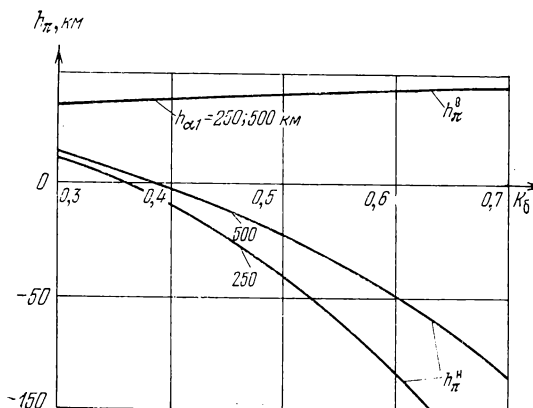


Рис. 9.5. Зависимость верхней и нижней границ коридора входа от аэродинамического качества для КА, осуществляющего выход на орбиту ИСМ.

коридора входа увеличивается на 15 км по сравнению с выведением КА на заданную высоту h_{x1} , то при $K_6 = 0,6$ величина Δh_{π} возрастает на 30 км. Таким образом, заметное расширение коридора входа может быть достигнуто при ухудшении точности выведения КА на высоту h_{x1} примерно на $200 \div 300$ км. Следует отметить, что использование такого способа расширения Δh_{π} приводит к дополнительным затратам, необходимым для окончательного формирования требуемой орбиты ИСМ после прохождения КА плотных слоев атмосферы.

Влияние основных проектно-баллистических характеристик КА на ширину коридора входа. При выявлении основных проблем выведения КА на орбиту ИСМ с использованием аэродинамического торможения были приведены зависимости верхней и нижней границ коридора входа от величины аэродинамического качества для различ-

ных скоростей входа и значений приведенной нагрузки на лобовую поверхность (см. рис. 2.8). Рассматривался коридор входа, полученный с учетом возможных колебаний плотности атмосферы в пределах $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$ и $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$. Для этого при расчете верхней границы коридора входа использовалась наиболее разреженная атмосфера, а при расчете нижней — наиболее плотная. Анализ представленных на рис. 2.8 зависимостей показывает следующее:

— величина коридора входа практически не зависит от нагрузки на лобовую поверхность;

— с ростом располагаемого аэродинамического качества величина коридора входа увеличивается.

Расширение коридора достигается за счет сближения его нижней границы (уменьшения высоты h_{π}^n условного перицентра), в то время как верхняя граница практически не зависит от величины аэродинамического качества. Например, для КА с величиной $P_x = 500 \text{ кг/м}^2$, входящего в атмосферу Марса с начальной скоростью $V_0 = 6 \text{ км/сек}$, увеличение аэродинамического качества с 0,3 до 0,5 приводит к расширению $\Delta h_{\pm}$ с ± 20 до $\pm 40 \text{ км}$. Проведенный анализ позволяет сделать вывод о том, что основным фактором, позволяющим увеличить $\Delta h_{\pm}$, является изменение проектно-баллистических характеристик КА и прежде всего увеличение располагаемого качества.

Для аппаратов скользящего спуска величина K_0 может быть порядка $0,5 \div 0,7$. В этом случае требуемый навигационный коридор достаточно велик и составляет величину порядка $\pm 35 \div \pm 40 \text{ км}$. Это свидетельствует о возможности практического решения задачи выведения КА на орбиту ИСМ с использованием предварительного аэродинамического торможения, так как предъявляемые к характеристикам КА и навигационному коридору входа требования могут быть удовлетворены на современном уровне развития космической техники.

К дальнейшему расширению коридора входа может привести использование других типов КА. Так, например, при использовании КА с несущим корпусом, имеющим максимальное аэродинамическое качество $K_{\max} = 1,5$ и нагрузку на лобовую поверхность $P_S = 350 \text{ кг/м}^2$, ширина коридора входа возрастает приблизительно на $80 \div 100 \text{ км}$ по сравнению с КА скользящего типа ($V_0 = 6 \text{ км/сек}$).

Для КА разных типов на величину Δh_{π} могут оказывать влияние различные ограничения. В первую очередь это относится к случаю движения КА по нижней границе коридора. Здесь общим для всех типов КА является ограничение на минимально допустимую высоту пролета КА над поверхностью планеты. Это ограничивает возможность расширения коридора входа за счет увеличения K_5 . Для КА скользящего типа изменение $h_{\min}$ при вариации параметров аппарата и скорости входа не настолько велико, чтобы ограничивать ширину коридора входа (см. рис. 2.9). Действительно, для скоростей входа $V_0 \leq 8$ км/сек и величины аэродинамического качества $K_6 \leq 0,7$ минимальная высота превышает 15 км при $P_x = 500$ кг/м² и превышает 30 км при $P_x = 100$ кг/м². При переходе к другому классу КА, имеющих большее значение аэродинамического качества, необходимо учитывать ограничение на минимально допустимую высоту полета ($h_{\min}$). Так, например, для КА с несущим корпусом ($K_{\max} = 1,5$) ширина коридора входа составляет $\Delta h_{\pi} = \pm 130$ км при отсутствии ограничения на $h_{\min}$ и $\Delta h_{\pi} = \pm 80$ км при $h_{\text{доп}} = 6$ км.

Следует отметить, что при полете КА с несущим корпусом и космического самолета вблизи нижней границы коридора входа могут возникнуть недопустимые перегрузки. Учет этого обстоятельства может также привести к сужению коридора входа. Действительно, для рассмотренного выше примера при выведении на орбиту КА с несущим корпусом величина $n_{\max} = 13,6$ (при $h_{\text{доп}} = 6$ км). Уменьшение допустимого значения максимальной перегрузки до $n_{\max} = 8$ приводит к сужению коридора с $\Delta h_{\pi} = \pm 80$ км до $\Delta h_{\pi} = \pm 45$ км.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КА НА ОРБИТУ ИСМ

§ 10.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим задачу синтеза алгоритма управления, обеспечивающего выведение КА на орбиту ИСМ с использованием предварительного аэродинамического торможения в атмосфере. Решение ее будем проводить поэтапно. На первом этапе осуществляется построение алгоритма на атмосферном участке в предположении идеального исполнения маневра одноразовой коррекции в апоцентре переходной орбиты ИСМ. Задачей управления КА при этом является обеспечение режима, наиболее близкого к оптимальному, т. е. к такому, при котором скорость в апоцентре переходной орбиты максимальна (критерий $\max V_{\alpha 1}$).

На втором этапе синтезируется алгоритм управления КА на участке ракетодинамического маневра с целью формирования предварительной орбиты ИСМ из условия минимума величины разгонного импульса ($\min \Delta V$) с учетом результатов управления КА на участке аэродинамического торможения.

Участок аэродинамического торможения. Основной задачей управления на участке аэродинамического торможения является обеспечение максимальной скорости в апоцентре переходной орбиты. Используем результаты решения экстремальной задачи (см. главу 9), определяющие теоретический предел, к которому необходимо стремиться при реализации управления, ибо отступление в сторону уменьшения от оптимального значения $V_{\alpha 1 \max}$ требует существенных дополнительных затрат топлива на разгонный импульс (Δm_T). В частности, для КА с $m_{\text{КА}} = 10 \text{ т}$ на каждые 10 м/сек дополнительно необходимо $\Delta m_T \approx 30 \div 40 \text{ кг}$.

Синтез адаптивного алгоритма управления будем проводить в предположении, что на борту КА имеется инер-

циальная система навигации и ЦВМ, позволяющие определять составляющие скорости и координаты КА в каждый момент времени и решать основные задачи (указанные в главе 8), которые возникают при синтезе адаптивных алгоритмов управления.

Как уже отмечалось, ширина коридора входа для КА скользящего типа мала. Это предопределяет жесткие требования к величине потребного навигационного коридора входа. Поэтому на первом этапе построение алгоритмов управления будем проводить в предположении использования всего возможного коридора для каждого типа КА. Это обстоятельство накладывает определенные особенности на выбор структуры алгоритма управления, способ решения задачи прогноза движения КА и увеличивает потребную энергетiku на величину разгонного импульса (см. рис. 9.1).

В соответствии с принципом гарантирующего управления необходимо при движении в пределах всего коридора обеспечить выведение КА на заданную высоту апоцентра $h_{x1} = h_{x \text{ зад}}$ со скоростью

$$V_{x1} \geq V_{x \text{ зад}}. \quad (10.1)$$

Величина $V_{x \text{ зад}}$ выбирается из условия

$$V_{x \text{ зад}} \leq V_{\alpha}^*,$$

где V_{α}^* — значение скорости, достигаемое при оптимальном управлении в случае движения КА по нижней границе коридора при максимальной плотности атмосферы.

Участок ракетодинамического маневра. После прохождения КА плотных слоев атмосферы для предварительного формирования орбиты ИСМ используется одноразовая коррекция траектории в апоцентре переходной орбиты с направлением корректирующего импульса по вектору скорости КА. Несмотря на принципиальную простоту этого маневра, реализация автономного управления в этом случае представляет довольно сложную задачу, так как после прохождения КА плотных слоев атмосферы переходная орбита реализуется не единственным образом. Имеется семейство переходных орбит, каждой из которых соответствуют свои оптимальные значения величины и времени сообщения разгонного импульса, позволяющие поднять перицентр переходной орбиты до требуемого значе-

ния $h_{\pi 2}$. Поэтому для проведения коррекции на борту КА необходимо определять время включения двигательной установки, направление и величину потребного разгонного импульса для каждой конкретной траектории движения КА на внеатмосферном участке, что усложняет задачу.

§ 10.2. АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ КА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

Выбор стратегии управления. Было показано, что оптимальным законом управления в атмосфере, обеспечивающим выведение КА на орбиту ИСМ с заданной высотой $h_{\alpha 1}$ апоцентра переходной орбиты и с максимальной скоростью $V_{\alpha 1 \max}$, является программа одноразового переключения эффективного аэродинамического качества с максимального значения $K_{\text{эф}} = +K_0$ на минимальное $K_{\text{эф}} = -K_0$. Этот закон управления в целом является достаточно простым и его можно было бы использовать при построении адаптивного алгоритма управления углом крена. Однако в этом нет необходимости, если учесть требование о работоспособности алгоритма внутри всего коридора входа. Действительно, из рассмотрения зависимостей на рис. 9.1 видно, что при использовании всего диапазона высот коридора входа на его границах величины $V_{\alpha 1}$ для обоих законов управления совпадают, так как снижение с оптимальным управлением вырождается в спуск с предельными значениями управления:

$$K_{\text{эф}} = +K_0 \quad (h_{\pi} = h_{\pi}^H) \quad \text{или} \quad K_{\text{эф}} = -K_0 \quad (h_{\pi} = h_{\pi}^H).$$

Поскольку наименьшая величина $V_{\alpha 1}$ (т. е. $\max \Delta V$), определяющая $V_{\alpha \text{зад}}$, соответствует случаю движения КА по нижней границе коридора входа, то при использовании программы полета с $K_{\text{эф}} = \text{const}$ для других значений $h_{\pi} > h_{\pi}^H$ оказывается возможным выведение КА на заданную высоту апоцентра переходной орбиты со скоростью $V_{\alpha 1} \geq V_{\alpha \text{зад}}$. Исходя из этого и представляется целесообразным при построении адаптивного алгоритма управления углом крена использовать программу $K_{\text{эф}} = \text{const}$. Стратегия управления заключается в том, что в процессе спуска в атмосфере на каждом шаге коррекции необхо-

димо определять новое значение $K_{\text{эф}}^{(i)} = \text{const}$ (i — номер коррекции), при котором выполняется условие $h_{x1} = h_{\text{зад}}$.

Общая структура управления. КА входит в плотные слои атмосферы со значением эффективного качества $K_{\text{эф}} = +K_0$ ($\gamma = 0$), с которым и осуществляется полет до момента достижения значения кажущейся скорости

$$V_s^* = g_3 \int_0^{t^*} n_x dt, \text{ где } t^* \text{ — время полета КА от момента до-}$$

стижения на траектории некоторого малого порогового значения перегрузки n_{x0} (или кажущейся скорости V_{s0}) до момента $V_s = V_s^*$. Этот промежуток времени отводится на уточнение начальных условий, параметров атмосферы и некоторых характеристик КА. Затем (при $V_s > V_s^*$) осуществляется периодическая коррекция угла крена γ . Каждый раз выбирается такой угол крена, при полете с которым от точки коррекции до вылета из атмосферы реализуется требуемая высота апоцентра переходной орбиты, если не окажется возмущающих воздействий. Найденное значение угла крена выдерживается до следующей коррекции. В связи с отклонением реальных условий полета от прогнозируемых, неточным знанием начального вектора положения и т. д. необходимо корректировать угол крена через некоторый интервал времени (шаг коррекции).

Навигация. Начальная скорость V_0 обычно известна с достаточно высокой точностью до входа КА в плотные слои атмосферы, и ее можно не уточнять. Параметры h_π и h_0 необходимо уточнять в процессе полета в атмосфере для приемлемого решения навигационной задачи. Рассмотрим два возможных способа решения этой задачи.

В основе первого способа лежит идея определения параметра h_π в предположении, что начальная высота h_0 фиксируется с удовлетворительной точностью с помощью радиовысотомера. В этом случае можно построить простые зависимости, аппроксимируемые полиномами невысокой степени, которые позволяют определить h_π в зависимости от времени t^* или перегрузки в момент достижения кажущейся скоростью значения V_s^* . На рис. 10.1 в качестве примера приведены зависимости $h_\pi^{\text{нав}}$ при $V_s^* = 100 \text{ м/сек}$ для КА с $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и $K_0 = 0,5$ для плотной и

разреженной модели атмосферы Марса. Неопределенность в знании закона распределения плотности атмосферы по высоте оказывает существенное влияние на зависимость $h_{\pi}^{\text{нав}}(t^*)$.

При решении задачи в соответствии со стратегией гарантирующего управления целесообразно использовать зависимость $h_{\pi}^{\text{нав}}(t^*)$, рассчитанную для $\rho(h) = \rho_{\max}(h)$. Соответствующая кривая может быть аппроксимирована в виде

$$\left. \begin{aligned} h_{\pi}^{\text{нав}} &= a_1 t^* + b_1 \quad \text{при} \quad t^* \leq t_1^*, \\ h_{\pi}^{\text{нав}} &= a_2 t^* + b_2 \quad \text{при} \quad t^* > t_1^*, \end{aligned} \right\} \quad (10.2)$$

где $a_1 = 4,55 \text{ км/сек}$, $a_2 = 1,73 \text{ км/сек}$, $b_1 = -152,2 \text{ км}$, $b_2 = -42,5 \text{ км}$, $t_1^* = 39 \text{ сек}$.

Второй способ является более общим, так как в число уточняемых параметров добавляется и высота $h_0^{\text{нав}}$. В этом случае уточнение навигационных параметров может также осуществляться с использованием указанного приема. А именно, для наиболее плотной модели атмосферы рассчитываются зависимости $h_{\pi}^{\text{нав}}(t^*)$ и $h_0^{\text{нав}}(t^*)$, с помощью которых и проводится уточнение выбранных навигационных параметров.

Задача идентификации характеристик КА и параметров атмосферы на первом этапе не рассматривается. Как и при спуске на поверхность, для расчета уравнений прогноза движения КА используются некоторые априорно заданные значения параметров: аэродинамическое

качество и нагрузку на лобовую поверхность можно принимать номинальными, а плотность атмосферы — минимальной. Однако в этом случае, чтобы обеспечить необходимую точность выведения, структура алгоритма управления

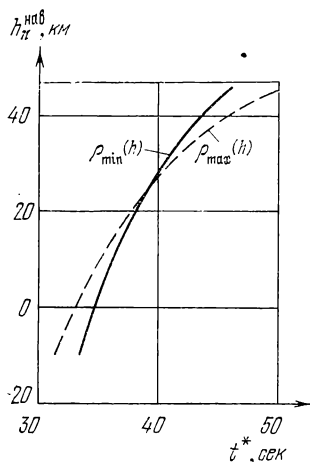


Рис. 10.1. Определение высоты условного перигея по времени достижения заданного значения кажущейся скорости ($V_s^* = 100 \text{ м/сек}$, $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $K_0 = 0,5$).

должна несколько измениться. В частности, величину γ^n , необходимую для выхода на орбиту ИСМ, целесообразно брать не постоянной, а изменять в соответствии со складывающейся ситуацией. Будем определять γ^n по формуле:

$$\gamma^n = \gamma_{\text{тр}} + \Delta\gamma. \quad (10.3)$$

Значение первого слагаемого в правой части уравнения (10.3) получается в результате решения задачи прогноза. Второе слагаемое $\Delta\gamma$ служит для создания запаса регулирования на основе прогноза ситуации. Примем

$$\Delta\gamma = f(t^*) \frac{a}{a_{\text{нав}}}, \quad (10.4)$$

где $f(t^*)$ — неотрицательная функция времени, величина которой определяется на момент $V_s^* = 100 \text{ м/сек}$ и характеризует погрешность в знании закона распределения плотности; a — суммарное аэродинамическое ускорение, измеряемое акселерометрами; $a_{\text{нав}}$ — суммарное аэродинамическое ускорение, вычисляемое при решении краевой задачи для принятой расчетной модели атмосферы. Поправка $\Delta\gamma$ вводится в том случае, если выполняется следующее условие:

$$\left(\frac{a}{a_{\text{нав}}} - 1 \right) > \delta(t^*), \quad (10.5)$$

где $\delta(t^*)$ — зона ошибок измерений и вычислений, величина которой определяется на момент $V_s^* = 100 \text{ м/сек}$. Следует отметить, что поправка $\Delta\gamma$ возникает лишь при обнаружении отклонения в плотности атмосферы от расчетного значения. При большой величине этого отклонения поправка $\Delta\gamma$ может быть значительной и оказывать сильное влияние на процесс регулирования. При малой величине отклонения плотности величина $\Delta\gamma$ мала и влияние ее почти не сказывается. В частном случае, когда реальное распределение плотности совпадает с расчетным, поправка $\Delta\gamma$ исчезает.

Параметры функций $f(t^*)$ и $\delta(t^*)$ подбираются экспериментально по результатам численного моделирования из условия наилучшего удовлетворения всем требованиям к процессу регулирования. Приведенный вариант метода изменения γ^n не является, конечно, единственно

возможным. Он представляет собой лишь пример использования подобного приема для увеличения стойкости алгоритма по отношению к вариациям плотности.

Задача прогноза. Эта задача связана с выбором метода и шага интегрирования дифференциальных уравнений, используемых для прогноза движения КА, выбором системы координат и соответственно видом записи правых частей дифференциальных уравнений, выбором метода решения краевой задачи при определении требуемого управления. Отличие решения перечисленных задач от рассмотренных ранее при управлении прямым спуском заключается в наличии участка внеатмосферного движения, на котором целесообразно использовать простые формулы невозмущенного движения. Как и ранее, выбор требуемого значения угла крена $\gamma_{\text{тп}}$ осуществляется путем прямого интегрирования уравнений движения до конечного момента времени при выходе на орбиту. Для ее решения оказывается достаточным использовать метод последовательного перебора.

Процедура решения состоит в следующем. Предположим, что в момент t_{i-1} проводится коррекция угла крена и дальнейшее движение осуществляется с $\gamma = \gamma_{i-1}$ до момента проведения следующей коррекции в момент t_i . За промежуток времени, равный шагу коррекции $\Delta t = t_i - t_{i-1}$, необходимо выбрать управление для проведения следующей коррекции. Первый расчет уравнений прогноза движения КА осуществляется с текущим значением угла крена γ_{i-1} . Если точность управления не удовлетворяет заданной точности Δh , то возможны два случая.

1. $h_{\alpha 1}^{\text{п}} < h_{\alpha \text{ зад}} - \Delta h$. В этом случае осуществляется повторное интегрирование уравнений движения со значением

$$\gamma_i = \gamma_{i-1} - f \Delta \gamma_{\text{итер}},$$

где γ_i — искомое значение угла крена на момент i -й коррекции, $f = 1, 2$ — номера итераций, $\Delta \gamma_{\text{итер}}$ — шаг итерационного процесса. Величина $\Delta \gamma_{\text{итер}}$ выбирается по результатам численного моделирования алгоритма управления. В частности, для рассмотренного примера ($P_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $K_0 = 0,5$, $h_x = 500 \text{ км}$) $\Delta \gamma_{\text{итер}}^* = 10^\circ$. Такой итерационный процесс продолжается до тех пор,

пока не выполнится условие $h_{x1}^{\text{II}} \geq h_{\text{зад}} - \Delta h$. Если оказывается, что величина h_{x1}^{II} лежит в пределах заданной точности, то решение краевой задачи на этом заканчивается. В противном случае происходит уменьшение $\Delta \gamma_{\text{итер}}$ вдвое, вчетверо и т. п., пока не выполнится условие наведения КА в заданный диапазон Δh .

2. $h_{x1}^{\text{II}} > h_{\text{зад}} + \Delta h$. В этом случае интегрирование уравнений движения производится с углом крена

$$\gamma_i = \gamma_{i-1} + f \Delta \gamma_{\text{итер}}.$$

Решение краевой задачи с заданной величиной $\Delta \gamma_{\text{итер}}$ продолжается до тех пор, пока не выполнится условие: $h_{x1}^{\text{II}} \leq h_{\text{зад}} + \Delta h$. В дальнейшем решение краевой задачи прекращается, если точность управления удовлетворяет условию наведения в диапазон Δh , а в противном случае продолжается согласно вышеизложенной процедуре с дроблением величины $\Delta \gamma_{\text{итер}}$ до тех пор, пока точность не окажется удовлетворительной.

Очень важным является вопрос о выборе числа итераций, которое в значительной степени определяет потребное быстродействие бортовой ЦВМ. Общий анализ, подтвержденный результатами численного моделирования, показал, что потребное число итераций переменено в зависимости от участка движения на траектории. Условно можно выделить три участка:

- начального входа в атмосферу (до $n_x \approx 1$);
- основного аэродинамического торможения;
- конечного вылета из атмосферы ($2 \div 3 > n_x > 0$).

На *участке входа в атмосферу* возможности управления с помощью подъемной силы ограничены, и поэтому целесообразно рассматривать его как подготовительный, обеспечивающий условия для успешного управления на последующих участках. Решение краевой задачи здесь не проводится.

Эффективность управления на *участке основного аэродинамического торможения* столь велика, что даже небольшое изменение угла крена вызывает резкое изменение высоты апоцентра переходной орбиты. Перерегулирование на этом участке во многих случаях не может быть скомпенсировано последующим управлением. В силу этого

число итераций должно быть достаточным для выбора такого значения $\gamma(t)$, которое гарантирует выполнение целевой задачи при дальнейшем управлении на третьем участке траектории.

Участок вылета из атмосферы характеризуется постепенным убыванием плотности и уменьшением эффективности управления. Но этот участок предъявляет повышенные требования к выбору управления, ибо здесь окончательно формируются конечные условия. В связи с уменьшением эффективности управления уменьшается и чувствительность к ошибкам. Длительность заключительного участка траектории движения в атмосфере невелика. Поэтому количество итераций при выборе управления не будет предъявлять требований к быстродействию бортовой ЦВМ.

Моделирование алгоритма управления на атмосферном участке. Это моделирование проводилось в предположении идеальной работы системы управления на внеатмосферном участке.

На первом этапе использовались следующие предположения:

- шаг коррекции принимался равным 5 сек;
- к моменту начала коррекций текущие фазовые координаты и вектор скорости КА известны точно, т. е. $\mathbf{r} = \mathbf{r}_{\text{нав}}$, $\mathbf{V} = \mathbf{V}_{\text{нав}}$;
- при учете вращения КА относительно оси крена зона нечувствительности принималась равной 1° ;
- управляющее угловое ускорение относительно оси крена составляло $0,1 \text{ рад/сек}^2$;
- ограничения на характеристики бортовой ЦВМ не накладывались.

В качестве номинальных значений параметров траектории и КА были приняты следующие: скорость входа КА в атмосферу $\bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$; высота условного перигея $\bar{h}_\pi = 10 \text{ км}$; аэродинамическое качество $\bar{K}_0 = 0,5$; приведенная нагрузка на лобовую поверхность $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$; высота апоцентра переходной орбиты $h_{x1} = 500 \text{ км}$. Для этих условий при оптимальном управлении и $\rho(h) = \rho_{\text{max}}(h)$ имеем $V_{x1}^{\text{opt}} = 3,217 \text{ км/сек}$, а потребная величина разгонного импульса для перевода КА на круговую орбиту с высотой $h_{\text{кр}} = 500 \text{ км}$ составляет $\Delta V = 99 \text{ м/сек}$. Величина $V_{\alpha \text{ зад}}$, выбираемая из условия

движения КА по нижней границе коридора, составляет $V_{\alpha \text{ зад}} = V_{\alpha}^* = 3,07 \text{ км/сек}$; при этом потребная величина импульса для перехода КА на круговую орбиту ИСМ достигает $\Delta V = 246 \text{ м/сек}$.

Численные результаты моделирования алгоритма управления при максимальном действии каждого из рассматриваемых возмущений (см. главу 8) представлены в табл. 10.1. Видно, что во всех случаях алгоритм управления осуществляет выведение КА на заданную высоту апоцентра переходной орбиты с точностью не хуже $\Delta h_{\alpha 1} = \pm 10 \text{ км}$, а скорость в апоцентре переходной орбиты при действии максимального значения любого из возмущений не меньше $V_{\alpha \text{ зад}}$. Оценка эффективности предлагаемого алгоритма управления при возможном суммарном действии всех возмущений проводилась с использованием метода Б. Г. Доступова [41]. Математическое ожидание величины скорости в апоцентре орбиты составляет $M(V_{\alpha 1}) = 3,130 \text{ км/сек}$, а утроенное среднеквадратичное отклонение $3\sigma(V_{\alpha 1}) = 61 \text{ м/сек}$. Результаты моделирования свидетельствуют о том, что предложенный алгоритм управления углом крена успешно справляется со всеми возмущениями при условии точного решения навигационной задачи. При этом математическое ожидание величины потребного разгонного импульса, необходимого для перевода КА на орбиту ИСМ, составляет $M(\Delta V_{\alpha 1}) = 186 \text{ м/сек}$. Максимальная величина потребного импульса с учетом предельного разброса по скорости составляет 247 м/сек .

Следует отметить, что на участке аэродинамического торможения при выборе управления допускалось не более четырех итераций, а на участке вылета ограничений на число итераций не накладывалось (при численном моделировании оказалось, что оно не превышает шести).

На втором этапе осуществлялось совместное моделирование алгоритмов навигации (в предположении точного знания параметра $h_0^{\text{нав}}$ и управления). Из рассмотрения данных, приведенных в табл. 10.1, видно, что алгоритм обеспечивает выведение КА в апоцентр переходной орбиты со скоростью $V_{\alpha 1} > V_{\alpha \text{ зад}}$, однако точность выведения на заданную высоту апоцентра существенно ухудшается по сравнению с результатами, полученными

Таблица 10.1

Результаты моделирования алгоритма управления

Вид возмущения	I этап моделирования (точное решение навигационной задачи)					II этап моделирования (алгоритм определения h_{π} при точном знании h_0)					III этап моделирования (алгоритм определения h_{π} и h_0)				
	$V(b)$, км/сек	$\rho_{\text{зад}}$, км/сек	$V_{\alpha 1}$, км/сек	$h_{\alpha 1}$, км	$h_{\pi 1}$, км	$V(b)$, км/сек	$\rho_{\text{зад}}$, км/сек	$V_{\alpha 1}$, км/сек	$h_{\alpha 1}$, км	$h_{\pi 1}$, км	$V(b)$, км/сек	$\rho_{\text{зад}}$, км/сек	$V_{\alpha 1}$, км/сек	$h_{\alpha 1}$, км	$h_{\pi 1}$, км
$h_{\pi \text{ max}} = 35 \text{ км}$	3,552	5,12	3,17	504	-150	3,59	3,04	3,2	522	40	3,53	6,15	3,14	508	-249
$h_{\pi \text{ min}} = -15 \text{ км}$	3,446	8,6	3,06	490	-547	3,35	8,23	3,09	357	-731	3,32	8,6	3,07	337	-809
$V_0 \text{ max} = 6,01 \text{ км/сек}$	3,53	6,4	3,14	502	-271	3,53	6,05	3,14	503	-242	3,48	6,7	3,14	452	-356
$V_0 \text{ min} = 5,99 \text{ км/сек}$	3,52	6,3	3,14	498	-272	3,50	6,07	3,16	452	-286	3,49	6,9	3,13	467	-351
$P^x \text{ min} = 315 \text{ кг/м}^2$	3,52	6,5	3,13	504	-270	3,58	4,03	3,15	590	-75	3,36	7,5	3,13	326	-662
$P^x \text{ max} = 385 \text{ кг/м}^2$	3,524	6,2	3,14	501	-260	3,51	6,31	3,14	483	-303	3,52	6,85	3,1	543	-296
$K^6 \text{ max} = 0,55$	3,523	6,3	3,14	505	-268	3,58	4,13	3,17	534	-62	3,47	7	3,14	437	-409
$K^6 \text{ min} = 0,45$	3,522	6,3	3,13	504	-271	3,40	6,37	3,17	326	-525	3,28	6,1	3,16	216	-807
$\rho = \rho_{\text{min}}$	3,556	4,9	3,17	505	-134	3,57	4,06	3,18	521	-486	3,6	4,5	3,12	615	-757

Номинальные значения параметров: $\rho(b) = \rho_{\text{max}}(b)$; $\bar{P}^x = 350 \text{ кг/м}^2$; $\bar{K}^6 = 0,5$; $\bar{h}_0 = 100 \text{ км}$; $\bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$; $\bar{V}^{\text{opt}}_{\alpha 1} = 3,517 \text{ км/сек}$; $V_{\alpha \text{ зад}} = 3,67 \text{ км/сек}$; $h_{\pi} = 10 \text{ км}$.

на первом этапе моделирования, когда предполагалось точное решение навигационной задачи. В частности, при совместной работе алгоритмов навигации и управления оценка точности, полученная с учетом действия всех возмущений по методу Б. Г. Доступова, показала, что при выведении КА на орбиту ИСМ с $h_{зад} = 500$ км математическое ожидание высоты апоцентра переходной орбиты составляет $M(h_{\alpha 1}) = 431$ км, а утроенное среднеквадратичное отклонение $3\sigma(h_{\alpha 1}) = \pm 130$ км. При этом математическое ожидание значения скорости в апоцентре переходной орбиты составляет $M(V_{\alpha 1}) = 3,144$ км/сек, а предельный разброс по скорости $3\sigma(V_{\alpha 1}) = 65$ м/сек. Сравнивая результаты 1-го и 2-го этапов моделирования, мы видим, что при незначительном увеличении $M(V_{\alpha 1})$ во втором случае резко ухудшается точность выведения по высоте $h_{\alpha 1}$. Последнее приводит к существенному увеличению скорости, потребной для формирования заданной орбиты.

Результаты третьего этапа моделирования алгоритма навигации, предполагающего уточнение двух параметров $h_{\pi}^{нав}$ и $h_0^{нав}$, совместно с алгоритмом управления показали, что точность управления КА при выведении на орбиту ИСМ несколько ухудшается по сравнению с предыдущим этапом. Математическое ожидание высоты апоцентра переходной орбиты становится равным $M(h_{\alpha 1}) = 426$ км, а предельный разброс по высоте апоцентра $3\sigma(h_{\alpha 1}) = 197$ км. Математическое ожидание значения скорости КА в апоцентре орбиты составляет $M(V_{\alpha 1}) = 3,128$ км/сек, а ее предельный разброс $3\sigma(V_{\alpha 1}) = 80$ м/сек. Соответственно максимальная величина импульса, потребного для перевода КА на круговую орбиту ИСМ с $h_{кр} = 500$ км, увеличивается примерно до 450 м/сек.

На основании результатов численного моделирования можно сделать вывод, что рассмотренный адаптивный алгоритм управления позволяет в целом справляться с воздействием основных возмущений на участке аэродинамического торможения КА. Характеристики ЦВМ, которые необходимы для реализации такого алгоритма управления, удовлетворяют параметрам типичной ЦВМ (см. главу 8).

§ 10.3. АЛГОРИТМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ФОРМИРОВАНИЯ ОРБИТЫ ИСМ НА УЧАСТКЕ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОГО МАНЕВРА

Для выполнения ракетодинамического маневра после аэродинамического торможения в атмосфере требуется определенная ориентация вектора тяги двигательной установки. Обозначим через κ угол между номинальным направлением вектора тяги и требуемым для каждой реализуемой траектории, через $\tau_{\text{вкл}}$ — оптимальное время включения двигателя, через ΔV — величину разгонного импульса. Задачей системы управления КА на участке полета по переходной орбите является определение параметров $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV , κ и последующая их реализация.

Алгоритм управления КА. Поставленная задача может быть решена в наиболее простом варианте с использованием легко определяемого параметра $t_{\text{атм}}$ — промежутка времени, отсчитываемого от момента достижения перегрузки 0,1 на нисходящей ветви траектории до момента достижения той же перегрузки на восходящей ветви.

Так как определение трех параметров $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV и κ , необходимых для осуществления реактивного маневра, проводится с использованием только одного параметра $t_{\text{атм}}$, эта задача может быть решена только приближенно. Построение зависимостей $\tau_{\text{вкл}}(t_{\text{атм}})$, $\Delta V(t_{\text{атм}})$ и $\kappa(t_{\text{атм}})$ можно выполнить следующим образом. С использованием датчика случайных чисел, задающих различные комбинации возмущений на участке аэродинамического торможения, при функционирующем алгоритме управления на атмосферном участке определяются требуемые значения $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV и κ в предположении идеальной работы системы управления на внеатмосферном участке. Обработывая результаты статистических испытаний с использованием метода наименьших квадратов, можно построить функции $\tau_{\text{вкл}}(t_{\text{атм}})$, $\Delta V(t_{\text{атм}})$ и $\kappa(t_{\text{атм}})$. Затем эти функции аппроксимируются в следующем виде:

$$\tau_{\text{вкл}} = a_i t_{\text{атм}} + b_i, \quad \Delta V = c_i t_{\text{атм}} + d_i, \quad \kappa = e_i t_{\text{атм}} + f_i, \quad (10.8)$$

где $i = 1, 2, 3, \dots, m, \dots, n, \dots, p$ — номер участка аппроксимации; m, n, p — количество участков аппроксимации функций $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV и κ соответственно; $a_i, b_i, c_i,$

d_i, e_i, f_i — коэффициенты, определяемые экспериментально по результатам численного моделирования.

Алгоритм управления работой двигательной установки. После вылета КА из атмосферы по зависимостям (10.8) определяются параметры $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV и κ . Затем осуществляется разворот КА на требуемый угол и последующая его стабилизация, чтобы к моменту включения ось двигателя была направлена соответствующим образом. По достижению вычисленного момента времени $\tau_{\text{вкл}}$ включается двигатель и обрабатывается импульс величиной ΔV .

В результате проведения указанных маневров получается предварительная орбита, высота условного перицентра которой гарантированно должна быть больше h_0 . При этом желательно, чтобы все остальные параметры были близки к требуемой орбите ИСМ. Далее, с использованием автономных или наземных средств осуществляется уточнение параметров полученной орбиты и последующая ее коррекция с целью формирования окончательной орбиты.

Моделирование работы алгоритма управления при предварительном формировании орбиты ИСМ в предположении импульсной коррекции скорости проводилось для трех различных случаев:

а) величины всех трех параметров $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV , κ принимаются постоянными и заданными заранее;

б) время включения двигательной установки вычисляется в соответствии с зависимостью (10.8), а параметры ΔV и κ принимаются постоянными;

в) параметры $\tau_{\text{вкл}}$, ΔV и κ вычисляются в соответствии с (10.8).

Обсудим каждый из перечисленных случаев.

а) Величины $\tau_{\text{вкл}} = \text{const}$, $\Delta V = \text{const}$ и $\kappa = \text{const}$ вычисляются для случая входа КА в центр коридора в предположении отсутствия возмущений ($\bar{V}_0 = 6 \text{ км/сек}$, $\bar{h}_\pi = 10 \text{ км}$, $\bar{P}_x = 350 \text{ кг/м}^2$, $\bar{K}_0 = 0,5$, $\rho(h) = \rho_{\text{max}}(h)$). Это наиболее простое решение, поскольку используемая информация является априорной и не зависит от возмущающих факторов при движении КА в плотных слоях атмосферы.

В табл. 10.2 представлены результаты моделирования алгоритма предварительного формирования орбиты ИСМ совместно с алгоритмом управления на атмосферном участке в предположении использования радиовысотомера для

Таблица 10.2

Моделирование алгоритма предварительного формирования орбиты ИСМ совместно с алгоритмом управления на атмосферном участке

Вид возмущения	$\tau_{\text{ВКЛ}}, \Delta V,$ $\alpha = \text{const}$			$\tau_{\text{ВКЛ}} = \text{var},$ $\Delta V, \alpha = \text{const}$			$\tau_{\text{ВКЛ}}, \Delta V,$ $\alpha = \text{var}$		
	$V_{\alpha 2}, \text{ км/сек}$	$h_{\alpha 2}, \text{ км}$	$h_{\pi 2}, \text{ км}$	$V_{\alpha 2}, \text{ км/сек}$	$h_{\alpha 2}, \text{ км}$	$h_{\pi 2}, \text{ км}$	$V_{\alpha 2}, \text{ км/сек}$	$h_{\alpha 2}, \text{ км}$	$h_{\pi 2}, \text{ км}$
$h_{\pi \text{ max}} = 35 \text{ км}$	3,02	994	409	3,17	738	434	3,31	529	521
$h_{\pi \text{ min}} = -15 \text{ км}$	3,13	527	-250	3,22	383	-151	3,33	412	273
$V_0 \text{ max} = 6,01 \text{ км/сек}$	3,31	532	496	3,31	499	493	3,31	491	409
$V_0 \text{ min} = 5,99 \text{ км/сек}$	3,31	502	415	3,31	519	497	3,31	526	488
$P_{\alpha \text{ min}} = 315 \text{ кг/м}^2$	3,11	844	458	3,16	764	465	3,17	755	478
$P_{\alpha \text{ max}} = 385 \text{ кг/м}^2$	3,31	504	426	3,3	505	413	3,31	497	419
$K_6 \text{ max} = 0,55$	3,1	856	445	3,17	677	300	3,24	638	596
$K_6 \text{ min} = 0,45$	3,2	505	-16	3,2	507	-12	3,3	543	471
$\rho = \rho_{\text{min}}$	3,18	742	603	3,23	610	471	3,26	559	388

определения начальной высоты входа при выведении КА на орбиту с высотой апоцентра $h_{\alpha \text{ зад}} = 500 \text{ км}$. Видно, что для рассматриваемого случая оказывается невозможным формирование орбиты ИСМ с приемлемым значением $h_{\pi 2}$. При движении КА по нижней границе коридора входа ($h_{\pi}^{\text{H}} = -15 \text{ км}$) высота перицентра сформированной орбиты составляет $h_{\pi 2} = -250 \text{ км}$ вместо требуемого значения $h_{\pi 2} = 500 \text{ км}$.

б) Величины ΔV и α принимаются постоянными, а время включения определяется по формуле (10.8). Коэффициенты аппроксимации имеют следующие значения:

$$\begin{aligned}
 a_1 &= 567,38, & b_1 &= -124\,940 \text{ сек} & \text{при} & & t_{\text{атм}} &\leq 222 \text{ сек}, \\
 a_1 &= 14,27, & b_1 &= -2150 \text{ сек} & \text{при} & & 222 \text{ сек} < t_{\text{атм}} < \\
 & & & & & & & < 273 \text{ сек}, \\
 a_1 &= 6,46, & b_1 &= -22,8 \text{ сек} & \text{при} & & t_{\text{атм}} &\geq 273 \text{ сек}.
 \end{aligned}$$

Как и в первом случае, точность решения задачи оказалась неудовлетворительной, хотя и произошло некоторое улучшение параметров формируемой орбиты (см. табл. 10.2).

в) Коэффициенты аппроксимирующих зависимостей (10.8) для $\tau_{вкл}$ аналогичны предыдущему случаю, а для параметров ΔV и κ имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} c_1 &= -0,000542 \text{ м/сек}, & d_1 &= 0,333 \text{ м/сек} & \text{при } t_{\text{атм}} > & > 272 \text{ сек}, \\ c_1 &= -0,0023 \text{ м/сек}, & d_1 &= 0,813 \text{ м/сек} & \text{при } 222 \text{ сек} \leq & & \leq t_{\text{атм}} \leq 272 \text{ сек}, \\ c_1 &= -0,208 \text{ м/сек}, & d_1 &= 46,4 \text{ м/сек} & \text{при } t_{\text{атм}} < & < 222 \text{ сек}, \\ e_1 &= -0,00608 \text{ 1/сек}, & f_1 &= 1,707 & \text{при } t_{\text{атм}} > 272 \text{ сек}, \\ e_1 &= -0,0127 \text{ 1/сек}, & f_1 &= 3,257 & \text{при } 222 \text{ сек} \leq t_{\text{атм}} \leq & & \leq 272 \text{ сек}, \\ e_1 &= -0,508 \text{ 1/сек}, & f_1 &= 1113,44 & \text{при } t_{\text{атм}} < 222 \text{ сек}. \end{aligned}$$

Результаты моделирования совместной работы алгоритмов навигации и управления на атмосферном и внеатмосферном участках полета свидетельствуют (см. табл. 10.2), что в этом случае использование алгоритма предварительного формирования орбиты ИСМ позволяет довольно успешно справляться с действием различных возмущений. При суммарном действии всех возмущений получаются следующие статистические характеристики основных элементов предварительной орбиты:

$$\begin{aligned} M(h_{x2}) &= 532,25 \text{ км}, & 3\sigma(h_{x2}) &= 221,4 \text{ км}, \\ M(h_{\pi2}) &= 473 \text{ км}, & 3\sigma(h_{\pi2}) &= 181,7 \text{ км}, \\ M(V_{x2}) &= 3,265 \text{ км/сек}, & 3\sigma(V_{x2}) &= 93 \text{ м/сек}. \end{aligned}$$

Максимальная величина разгонного импульса не превышает $\Delta V = 340 \text{ м/сек}$. Представленные материалы подтверждают вывод (см. главу 9) о возможности технической реализации способа формирования орбиты ИСМ, предусматривающего предварительное аэродинамическое торможение. Для КА с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $P_x = 350 \text{ кг/м}^2$ и аэродинамического качества $K_0 = 0,5$ точность выведения КА на круговую орбиту ИСМ с высотой $h_{кр} = 500 \text{ км}$ составляет $\pm 250 \text{ км}$

при величине разгонного импульса $\Delta V = 340$ м/сек. Для устранения разбросов в величине h_{π_2} и h_{x_2} необходимо проведение нескольких коррекций, что потребует дополнительных затрат характеристической скорости $\Delta V_{\text{кор}} \approx \approx 140 \div 150$ м/сек, т. е. суммарные затраты на формирование круговой орбиты в рассматриваемом примере составляют ~ 480 м/сек. При этом система автономной навигации должна обеспечить вход КА в атмосферу с разбросом по высоте условного перицентра не более чем $\Delta h_{\pi}^{\text{наб}} = \pm 30$ км.

§ 10.4. О НЕКОТОРЫХ ПУТЯХ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ

Проведенное моделирование показало возможность реализации способа выведения КА на орбиту ИСМ с предварительным аэродинамическим торможением. Поставленная задача может быть решена с использованием достаточно простого алгоритма управления. Однако потребная величина разгонного импульса получается достаточно большой. В рассматриваемом примере (выведение на круговую орбиту КА с $K_6 = 0,5$ и $P_x = 350$ кг/м²) требуется суммарная величина импульса $\Delta V \approx 480$ м/сек. Для сравнения отметим, что эта цифра в несколько раз превышает величину разгонного импульса, потребную для формирования заданной орбиты ИСМ при идеальном управлении КА.

Обсудим возможности снижения потребных энергетических затрат.

Один из путей связан с изменением характеристик КА (увеличение располагаемого аэродинамического качества) и уточнением параметров атмосферы. Этот путь является наиболее общим и понятным, поэтому не будем на нем особо останавливаться.

Второй путь, который будет рассмотрен более подробно, заключается в совершенствовании системы управления. Предположим, что в результате повышения характеристик точности системы управления на участке подлета к плотным слоям атмосферы обеспечивается ширина навигационного коридора $\Delta h_{\pi}^{\text{наб}} = \pm 20$ км. В этом случае для рассматриваемого примера при соответствующем смещении номинального значения $\bar{h}_{\pi}$ возможно увеличить $V_{\text{зад}}$ до

3,18 м/сек (против $V_{\text{зад}} = 3,07$ м/сек в § 10.3) и соответственно уменьшить величину разгонного импульса (см. рис. 9.1). Одновременно необходимо синтезировать более совершенные алгоритмы управления на всех этапах выведения КА на орбиту.

На атмосферном участке полета следует использовать оптимальный закон управления $K_{\text{эф}} = +K_6, -K_6$. Алгоритм несколько усложнится, так как точка переключения очень чувствительна к возмущениям. Поэтому требуется существенно более высокая точность решения краевой задачи, а также задачи идентификации параметров КА и атмосферы. Для упрощения выбора управления можно использовать специальный прием, суть которого состоит в том, что при решении краевой задачи проводится только одна итерация. Это достигается следующим образом. Пусть КА осуществляет вход в атмосферу с величиной $K_{\text{эф}} = +K_6$ и летит до некоторого момента времени t_i с этим значением $K_{\text{эф}}$. Будем считать также, что время расчета одной итерации равно Δt . Проводим прогноз движения в предположении, что на участке $t_i + \Delta t = t_{i+1}$ КА движется со значением $K_{\text{эф}} = +K_6$, а с момента t_{i+1} осуществляется переход на полет с $K_{\text{эф}} = -K_6$. Если оказывается, что а) прогнозируемая траектория пересекает поверхность планеты или б) после вылета из плотных слоев атмосферы $h_{x1} < h_{\text{зад}}$, то дальнейший полет КА на участке $t_{i+1} + \Delta t$ проходит с $K_{\text{эф}} = +K_6$. Действительный переход на $K_{\text{эф}} = -K_6$ осуществляется в том случае, если величина h_{x1} лежит в требуемом диапазоне по $h_{x1} = h_{\text{зад}} \pm \Delta h$. Величина Δh зависит от длительности шага коррекции Δt и стремится в пределе к нулю при $\Delta t \rightarrow 0$.

Точность выведения КА в апоцентр переходной орбиты зависит от многих возмущающих факторов, влияющих на траекторию полета КА. Действие возмущений может быть парировано выбором момента переключения. Однако для этого надо уметь точно прогнозировать возмущения, что невозможно. Тогда для создания запаса по управлению следует после переключения управления осуществлять полет с $K_{\text{эф}} > -K_6$. Кроме того, при прогнозе движения после переворота необходимо предполагать минимальную плотность атмосферы $\rho^n(h) = \rho_{\text{min}}(h)$.

Совершенствование алгоритма управления на внеатмосферном участке полета состоит в том, что параметры $\tau_{\text{вкл}}$ и ΔV рассчитываются по результатам прогноза траектории на внеатмосферном участке. Это стало возможным благодаря повышению точности решения задачи навигации и идентификации после введения указанных мероприятий. Правда, оказалось необходимым иметь более высокую точность априорного знания параметров атмосферы (минимальная плотность может отличаться от максимальной не более чем на 25%). Использование полученных в усовершенствованном алгоритме величин $\tau_{\text{вкл}}$ и ΔV в сочетании с параметром $t_{\text{атм}}$ позволяет уточнить и третий параметр — угол χ .

Предварительные результаты моделирования усовершенствованного алгоритма показали возможность реализации движения КА, близкого к оптимальному. Действительно, для рассматриваемого выше примера точность выведения на круговую орбиту ИСМ составляет $\Delta h = \pm 45$ км, а максимальная величина импульса скорости, потребная для формирования заданной орбиты, не превышает $160 \div 180$ м/сек.

ГЛАВА 11

СПУСК КА С ОРБИТЫ ИСМ

§ 11.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И СПОСОБЫ ЕЕ РЕШЕНИЯ

Организация посадки на поверхность Марса с предварительным выведением КА на орбиту ИСМ является более сложной задачей по сравнению с прямой посадкой, но в то же время обеспечивает ряд преимуществ. В их числе:

- возможность выбора района посадки и времени спуска с орбиты, что очень важно в условиях частых марсианских пылевых бурь и сильных ветров;

- меньшие начальные скорости входа в атмосферу;

- возможность организации существенно более точного входа КА в атмосферу ($\Delta\theta_0^{\text{нав}} \approx \pm 10' \div \pm 15'$) по сравнению с прямым входом.

Последнее обстоятельство оказывает заметное влияние на решение проблемы мягкой посадки КА; позволяет при выборе траектории спуска учесть ряд факторов, которые не принимались во внимание при прямой посадке, и тем самым осуществить более гибкий выбор рациональной траектории спуска; заметно облегчает работу системы управления спуском КА, включая решение задачи точной посадки в заданном районе поверхности планеты.

Спуск с орбиты спутника начинается с момента включения тормозной двигательной установки для перевода КА на траекторию снижения, которую условно можно разделить на три участка: 1) работы ТДУ; 2) внеатмосферного полета по переходному эллипсу; 3) движения в плотных слоях атмосферы, включая участок работы СМП.

В этом заключается основное отличие спуска с орбиты от прямого спуска с межпланетной траектории перелета, который содержит лишь третий участок.

Наличие трех участков при спуске аппарата с орбиты выдвигает новые требования к оптимизируемому функционалу [19]. Известно, что начальные условия входа КА

в плотные слои атмосферы при известных параметрах орбиты спутника полностью определяются величиной тормозного импульса u_T и его направлением λ_T , а также временем включения ТДУ $t_{вкл}$. Величина u_T может достигать $600 \div 800$ м/сек при спуске с достаточно низких орбит. Эта особенность спуска КА с орбиты ИСМ объясняется разреженностью атмосферы Марса. Для захвата КА атмосферой необходимо осуществлять вход с достаточно большими (по модулю) начальными углами. Если при спуске с орбиты ИСЗ угол входа, при котором осуществляется захват КА земной атмосферой, близок к нулю ($\theta_0^B \approx -0,5^\circ$), то при спуске с орбиты ИСМ $\theta_0^B \approx -3,5-5^\circ$.

Итак, с одной стороны, имеется возможность выбором величин u_T , λ_T , $t_{вкл}$ обеспечить с высокой точностью требуемые начальные условия входа, наиболее благоприятные для спуска в плотных слоях атмосферы. Но вместе с тем спуск связан с существенными затратами энергии. Отсюда ясно, что если при прямом спуске в качестве основного критерия оптимальности достаточно рассматривать минимум массы СМП ($\min m_{см}$), то при посадке с орбиты ИСМ необходимо рассматривать функционал, состоящий из двух частей:

$$\min I = \min (m_{сх} + m_{см}), \quad (11.1)$$

где $m_{сх}$ — массовые затраты, потребные для схода КА с орбиты и обеспечения требуемых начальных условий входа.

Обеспечить условия (11.1) простой минимизацией каждого его слагаемого не удастся из-за существования связи между ними. Действительно, масса $m_{сх}$ монотонно увеличивается с увеличением угла входа $|\theta_0|$. Масса $m_{см}$ также зависит от начальных условий (θ_0 и V_0), причем зависимость оказывается существенно нелинейной. Минимум функционала (11.1) достигается при определенной комбинации u_T , λ_T , $t_{вкл}$ и начальных условий ввода в действие СМП. Отсюда видна сложность нахождения общего решения задачи при использовании критерия оптимальности (11.1).

Воспользуемся способом поэтапного решения задачи; что ведет к существенному ее упрощению. Такой путь исследования оказывается возможным в силу особенностей траектории спуска КА с орбиты. Действительно, влияние первого участка траектории на третий проявляется толь-

ко через начальные условия входа в плотные слои атмосферы. Второй участок (пассивный полет) практически не оказывает никакого влияния на величину функционала (11.1). Траектория на этом участке полностью определяется значениями кинематических параметров в конце участка работы ТДУ и для ее расчета можно применить конечные формулы невозмущенного кеплеровского движения.

Сказанное позволяет рассчитать зависимость начальных условий входа КА в атмосферу от величины, направления тормозного импульса и времени включения ТДУ, провести анализ первого участка и получить зависимость потребной массы $m_{сх}$ от начальных условий входа. Затем проводится анализ траекторий спуска в атмосфере из условия $\min m_{смп}$ при определенных выше начальных условиях. Все ограничения, исходные предпосылки и метод исследования остаются такими же, как при прямом спуске с межпланетных траекторий.

После этого осуществляется сопряжение всех рассматриваемых участков траектории спуска, которое заключается в том, что по результатам исследования каждого из них определяются начальные условия входа КА в атмосферу Марса, обеспечивающие минимум функционала (11.1). Найденная точка фазового пространства является общей для сопрягаемых участков, поэтому можно утверждать, что траектория спуска, проходящая через эту точку, и есть искомая оптимальная траектория. Таков предлагаемый метод исследования оптимальных траекторий спуска КА с орбиты ИСМ.

§ 11.2. О ВОЗМОЖНОМ КЛАССЕ ОРБИТ ИСМ

Величина функционала (11.1) зависит от многих факторов, включая параметры КА, его системы управления, системы мягкой посадки и т. д., а также зависит от параметров орбиты ИСМ. Поэтому предварительно рассмотрим вопрос о возможном классе орбит ИСМ.

Будем предполагать орбиту ИСМ лежащей в плоскости подлетной гиперболы, так как некомпланарный маневр обычно связан с большими энергетическими затратами. Движение КА по орбите зависит от ее параметров h_x и h_z , которые определяются на основе анализа энергетичес-

ких затрат, потребных для выхода на орбиту ИСМ, оценки затрат для обеспечения спуска КА и, при необходимости, возвращения взлетной ступени на орбиту ожидания простоты и точности выполнения космических операций разрешающей способности аппаратуры, возможности радиосвязи с Землей, времени существования КА на орбите ИСМ, районов посадки КА на планете и т. д. Из-за сложности задачи остановимся только на некоторых требованиях, позволяющих выбрать рациональные параметры орбиты ИСМ.

Как известно, энергетически оптимальная орбита ИСМ должна иметь минимально допустимую высоту перигея h_{π} и максимально допустимую высоту апогея h_x . (При этом под энергетически оптимальной понимается такая орбита, для формирования которой требуются минимальные энергетические затраты при переходе с подлетной гиперболической траектории на эллиптическую орбиту ИСМ.) Высота перигея h_{π} определяется из условия потребного времени существования КА на орбите ИСМ и точности наведения на межпланетной траектории. Обычно h_{π} лежит в пределах от 500 до 3000 км. Максимально допустимая высота апогея h_x при заданной высоте перигея может определяться из потребного периода T обращения КА по орбите спутника. При выборе величины T , кратной периоду обращения планеты, КА будет перемещаться по одним и тем же трассам на поверхности планеты, что может противоречить требованиям картографирования Марса. Выбор периода T , кратного земным суткам, обеспечивает сеансы связи с КА в одно и то же время. Из этого условия обычно и выбирают высоту апогея орбиты ИСМ. Как правило, h_x лежит в пределах от 20 000 до 40 000 км и более.

В качестве примера приведем параметры орбиты КА «Марс-5», который осуществил выход на орбиту ИСМ 12 февраля 1974 г.: период $T = 24 \text{ ч } 52 \text{ мин } 50 \text{ сек}$, наклонение $i = 35^\circ 20'$, большая полуось $a \approx 20\,550 \text{ км}$, эксцентриситет $e = 0,74974$, расстояние до центра планеты в перигее $r_{\pi} = 5150 \text{ км}$, в апогее $r_x = 35\,950 \text{ км}$. Эта орбита близка к синхронной, т. е. период обращения КА на орбите примерно совпадает с периодом вращения Марса ($T_{\text{пл}} \approx 24 \text{ ч } 37 \text{ мин}$). На синхронные орбиты выводились и КА «Викинг».

Существенным достоинством орбит с большим эксцентриситетом является сравнительная малость энергетических затрат на их формирование.

Другой характерный класс — это круговые орбиты. Такие орбиты с минимальной высотой значительно упрощают операцию спуска КА на Марс и возвращение на орбиту ИСМ, а также имеют целый ряд других достоинств.

При формировании низких круговых (или эллиптических) орбит наиболее полно проявляются достоинства метода выведения с предварительным аэродинамическим торможением.

Учитывая вышеизложенное, будем проводить исследование траекторий спуска для двух орбит:

- низкой круговой с $h_{кр} = 500$ км;
- эллиптической с $h_{\pi} = 500$ км и $h_{\alpha} = 20\,000$ км.

Указанным орбитам соответствуют скорости входа КА в атмосферу $V_0 \approx 3,6$ км/сек (круговая орбита ИСМ) и $V_0 \approx 5,05$ км/сек (эллиптическая орбита ИСМ).

§ 11.3. ВНЕАТМОСФЕРНЫЙ УЧАСТОК СПУСКА

Для спуска КА с орбиты спутника необходимо сообщить ему тормозной импульс с помощью двигательной установки. Схема полета КА по траектории спуска с орбиты показана на рис. 11.1. Прежде всего осуществляется заданная ориентация аппарата на орбите. Затем в заранее рассчитанное время включается ТДУ, которая работает в течение времени, обеспечивающего переход КА на траекторию спуска.

Расчетные формулы. Для проектировочных расчетов можно пренебречь длительностью участка реактивного торможения, т. е. предположить, что тормозной импульс прикладывается мгновенно. Если известны требуемые условия входа на высоте условной границы атмосферы (величина скорости V_0 , угол наклона траектории θ_0 , радиус-вектор из центра планеты r_0 , аргумент широты ω_0), то этим самым определены параметры переходного эллипса и ориентация его линии апсид. При известных параметрах орбиты ИСМ (радиус перицентра r_{π} , радиус апоцентра r_{α} и аргумент широты перицентра ω_{π}) точка пересечения этой орбиты с переходным эллипсом опреде-

ляет (см. рис. 11.1) момент импульсной коррекции скорости $\tau_{\text{вкл}}$, величину тормозного импульса $u_{\text{т}}$ и его направление $\lambda_{\text{т}}$ относительно вектора орбитальной скорости, время спуска $t_{\text{сп}}$ и дальность спуска от места коррекции скорости до входа в атмосферу. Формулы для расчета указанных величин следуют из уравнений невозмущенного (кеплевского) движения.

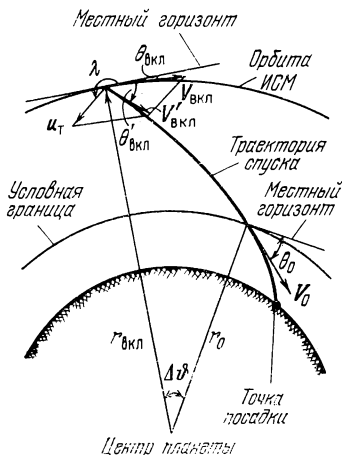


Рис. 11.1. Схема спуска КА с орбиты ИСМ.

Решим задачу определения условий входа в атмосферу (V_0 , θ_0 , r_0 , ω_0 , τ_0) в зависимости от момента коррекции скорости $\tau_{\text{вкл}}$, величины тормозного импульса $u_{\text{т}}$ и его направления $\lambda_{\text{т}}$. Параметры орбиты в момент коррекции скорости предполагаются известными: скорость $V_{\text{вкл}}$, угол наклона траектории $\theta_{\text{вкл}}$, радиус-вектор КА $r_{\text{вкл}}$, аргумент широты $\omega_{\text{вкл}}$.

Тогда величина скорости КА после коррекции $V'_{\text{вкл}}$ и угол $\theta'_{\text{вкл}}$ наклона траектории определяются по известным формулам [2]:

$$V'_{\text{вкл}} = \sqrt{V_{\text{вкл}}^2 + u_{\text{т}}^2 - 2V_{\text{вкл}}u_{\text{т}} \cos(\lambda_{\text{т}} - \theta_{\text{вкл}})} \approx V_{\text{вкл}} - u_{\text{т}} \cos(\lambda_{\text{т}} - \theta_{\text{вкл}}),$$

$$\theta'_{\text{вкл}} = \theta_{\text{вкл}} + \arcsin \frac{u_{\text{т}} \sin(\lambda_{\text{т}} - \theta_{\text{вкл}})}{V_{\text{вкл}} + u_{\text{т}} \cos(\lambda_{\text{т}} - \theta_{\text{вкл}})} \approx \theta_{\text{вкл}} + \frac{u_{\text{т}}}{V_{\text{вкл}}} \sin(\lambda_{\text{т}} - \theta_{\text{вкл}}).$$

Параметры входа V_0 , θ_0 , ω_0 определяются при фиксированном r_0 :

$$V_0 = \sqrt{2 \frac{\mu}{r_0} - \frac{\mu}{a_1}}, \quad \theta_0 = \arctg \frac{e_1 r_0 \sin \vartheta_0}{r_1},$$

$$\omega_0 = \omega_{\pi} + \vartheta_0, \quad \tau_{\text{вкл}} = \tau_{\text{вкл}} + \Delta t.$$

Здесь

$$\begin{aligned}
 a_1 &= \frac{r_{\text{вкл}}}{2 - N_{\text{вкл}}}, \quad N_{\text{вкл}} = \frac{V_{\text{вкл}}^2 r_{\text{вкл}}}{\mu}, \\
 e_1 &= \sqrt{(1 - N_{\text{вкл}})^2 + N_{\text{вкл}}(2 - N_{\text{вкл}}) \sin^2 \theta_{\text{вкл}}}, \\
 p_1 &= a_1 (1 - e_1^2), \\
 \cos \vartheta'_0 &= \frac{\frac{p_1}{r_0} - 1}{e_1}, \quad \cos \vartheta_{\text{вкл}} = \frac{N_{\text{вкл}} \cos^2 \theta'_{\text{вкл}} - 1}{e_1}, \\
 \omega'_\pi &= \omega_{\text{вкл}} - \vartheta_{\text{вкл}}, \\
 \Delta t &= \frac{1}{\tilde{n}} [(E'_0 - e_1 \sin E'_0) - (E'_{\text{вкл}} - e_1 \sin E'_{\text{вкл}})], \\
 \tilde{n}_1 &= \frac{\sqrt{\mu}}{a_1^{3/2}}, \quad \operatorname{tg} \frac{E'_{\text{вкл}}}{2} = \sqrt{\frac{1 - e_1}{1 + e_1}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta'_{\text{вкл}}}{2}, \\
 \operatorname{tg} \frac{E'_0}{2} &= \sqrt{\frac{1 - e}{1 + e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_0}{2},
 \end{aligned}$$

где p — фокальный параметр, e — эксцентриситет, a — большая полуось эллипса, c — постоянная интеграла площадей, ϑ — истинная аномалия, ω — аргумент широты ($\sin \omega = \sin \varphi / \sin i$, i — наклонение орбиты, φ — географическая широта), E — эксцентрическая аномалия, $\tilde{n}$ — средняя угловая скорость движения КА по орбите, τ — время, отсчитываемое от момента прохождения перигея (индекс 1 и штрих относятся к параметрам переходного эллипса).

Анализ условий входа КА в атмосферу. Рассмотрим спуск с круговой орбиты. Положение точки схода в этом случае не влияет на условия входа в атмосферу. Близкая к минимальной величина тормозного импульса, необходимая для получения заданного угла входа, достигается при направлении тяги тормозной двигательной установки, противоположном вектору орбитальной скорости, т. е. $\lambda = 180^\circ$ [85]. Для этого случая на рис. 11.2 показаны зависимости потребного тормозного импульса u_τ от угла входа θ_0 . Как и следовало ожидать, с уменьшением $|\theta_0|$ величина u_τ уменьшается и при $\theta_0 = 0$ достигает своего минимального значения.

Рассмотрим спуск с эллиптической орбиты ($h_\pi = 500$ км, $h_x = 20\,000$ км). В этом случае условия входа

существенно зависят от величины истинной аномалии в момент схода КА с орбиты. На рис. 11.2 показаны также зависимости величины тормозного импульса u_T от истинной аномалии точки схода с эллиптической орбиты при фиксированном угле входа КА в атмосферу. Видно, что требуемые углы входа в атмосферу обеспечиваются при

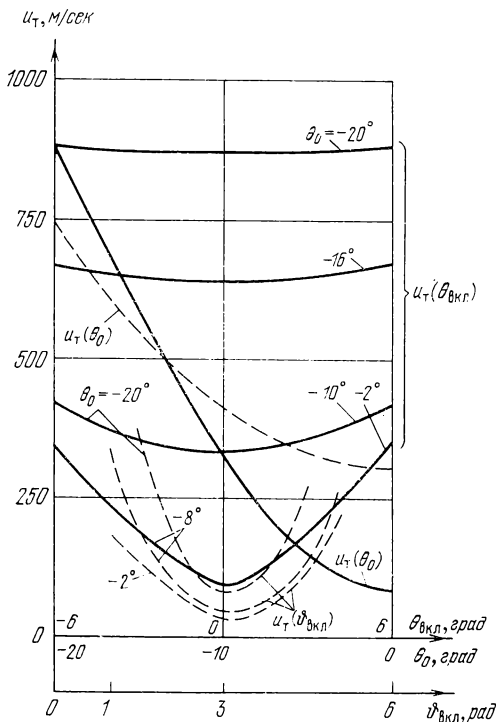


Рис. 11.2. Величина тормозного импульса для разных условий торможения и входа. (Сплошная линия — спуск с круговой орбиты ($h_{KP} = 500$ км), штриховая линия — спуск с эллиптической орбиты ($h_{KP} = 500$ км, $h_x = 20\,000$ км).)

минимальных энергетических затратах в случае включения ТДУ в апоцентре орбиты ($\vartheta_{вкл} = 180^\circ$) и при $\lambda_{opt} = 180^\circ$ [85]. При этом с уменьшением по модулю угла входа КА в атмосферу величина тормозного импульса уменьшается, как и при спуске с круговой орбиты.

Сравнивая величины тормозных импульсов, потребных для организации спуска КА соответственно с низкой круговой и эллиптической орбит с большим эксцентриситетом, следует отметить, что для одинаковых углов входа в атмосферу во втором случае величина u_T примерно на порядок меньше, чем в первом. Например, чтобы обеспечить вход КА в атмосферу с углом $\theta_0 = -8^\circ$ величина потребного импульса составляет $u_T = 38$ м/сек при спуске с эллиптической орбиты и $u_T = 250$ м/сек при спуске с круговой орбиты.

§ 11.4. УЧАСТОК АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ И МЯГКОЙ ПОСАДКИ КА

Задача минимизации $m_{\text{смн}}$ при спуске КА с орбиты ИСМ аналогична подобной задаче при прямом спуске. Только в первом случае необходимо построить зависимость $m_{\text{смн}}$ от угла входа θ_0 , а затем, используя зависимость $m_{\text{сх}}$ от θ_0 , найти минимум функционала (11.1) и определить оптимальные углы входа в атмосферу. Воспользуемся найденным оптимальным законом управления движением КА (см. главы 6, 7) для анализа траекторий спуска КА с орбиты ИСМ. Будем предполагать, что после прохождения участка аэродинамического торможения используется либо реактивная, либо парашютно-реактивная СМП. В этом случае для обеспечения минимума массы СМП на участке аэродинамического торможения необходимо осуществлять спуск либо по траектории минимальной конечной скорости для активной СМП, либо по траектории максимальной конечной высоты (для парашютно-реактивной СМП). Кроме того, предполагается, что движение КА происходит внутри всего коридора входа (см. главу 6). На рис. 11.3 в качестве примера представлены зависимости минимальной конечной скорости ($V_{\text{к мин}}$) и максимальной конечной высоты ($h_{\text{к макс}}$) от угла входа для аппарата с величиной приведенной нагрузки на лобовую поверхность $P_x = 350$ кг/м² и аэродинамического качества $K_0 = 0,3$. При спуске с эллиптической орбиты величина конечной скорости сначала уменьшается с увеличением угла входа до некоторого значения θ'_0 , а затем при дальнейшем увеличении $|\theta_0|$ в некотором интервале конечная скорость остается неизменной. Это объясняется тем, что, начиная

с некоторого $\theta_0 = \theta'_0$, осуществляется переход от второго типа управления (одноразовое переключение $K_{\text{эф}}$) к первому (управление с выходом КА на ограничение) на оптимальной траектории спуска. При таком управлении величина V_K не зависит от начальных условий входа в рассмотренном диапазоне углов входа.

При спуске с круговой орбиты в достаточно широком диапазоне углов входа (примерно до -20°) оптимальной

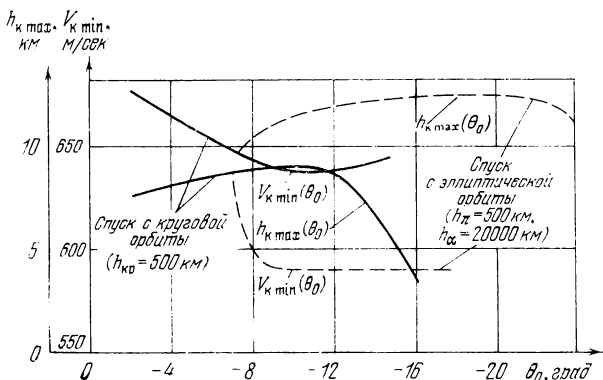


Рис. 11.3. Влияние угла входа в атмосферу на минимальную конечную скорость и максимальную конечную высоту ($P_x = 350$ кг/м², $K_0 = 0,3$, $\rho(h) = \rho_{\min}(h)$, $h_{\text{доп}} = 6$ км).

является программа второго типа. По мере увеличения угла входа θ_0 происходит сначала уменьшение конечной скорости до некоторого минимального значения, затем величина конечной скорости монотонно возрастает.

На оптимальных траекториях спуска, реализующих $\max h_K$, характер зависимости величины $h_{K \max}$ от угла входа несколько иной. При спуске с эллиптической и с круговой орбит с увеличением угла входа наблюдается сначала возрастание $h_{K \max}$, а затем после достижения максимума происходит резкое уменьшение конечной высоты.

Отмеченный характер зависимости $V_{K \min}$ и $h_{K \max}$ от угла входа θ_0 остается таким же и для других значений P_x и K_0 из диапазона (6.28). Зная характер изменения

$V_{\text{к min}}$ и $h_{\text{к max}}$ от угла θ_0 , можно получить требуемую зависимость $m_{\text{смп}}(\theta_0)$. Для примера на рис. 11.4 приведены такие зависимости для аппарата с начальной массой $m_{\text{КА}} = 5 \text{ т}$. Как и следовало ожидать, изменение массы реактивной системы торможения $m_{\text{прс}}(\theta_0)$ аналогично поведению кривой $V_{\text{к min}}(\theta_0)$, а зависимость массы парашютно-реактивной системы $m_{\text{прс}}$ от угла θ_0 носит иной характер, чем

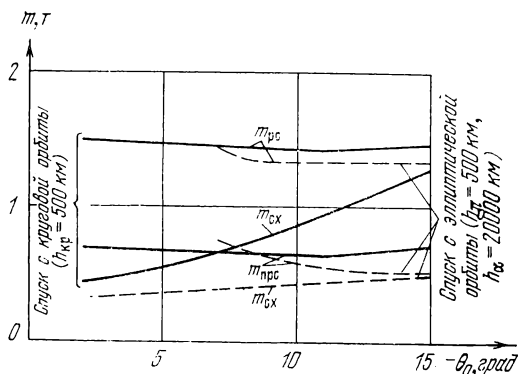


Рис. 11.4. Зависимость массы системы мягкой посадки и массы $m_{\text{сх}}$ от угла входа в атмосферу ($m_{\text{КА}} = 5 \text{ т}$).

$h_{\text{к max}}(\theta_0)$. С увеличением $|\theta_0|$ происходит сначала уменьшение $m_{\text{прс}}$, а затем, после достижения минимума при угле входа, соответствующем $\max h_{\text{к}}$, наблюдается заметное увеличение массы $m_{\text{прс}}$ с последующим ростом $|\theta_0|$.

Качественный характер зависимостей $m_{\text{смп}}(\theta_0)$ остается неизменным для широкого диапазона изменения начальной массы $m_{\text{КА}}$. Количественная же оценка зависит от многих факторов, подробный анализ которых дан в главах 4 и 5.

§ 11.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ВХОДА КА В АТМОСФЕРУ

Имея оценки потребной массы для организации торможения на каждом участке спуска, можно определить оптимальную траекторию спуска путем сопряжения внеатмосферного и атмосферного участков полета. Это сопряжение заключается в выборе такого угла входа КА в

атмосферу, при котором обеспечивается минимум функционала (11.1). В дальнейшем будем для краткости называть этот угол **оптимальным углом входа** и обозначать θ_0^{opt} . Произведя перестроение кривых $u_T(\theta_0)$, $h_{\text{K min}}(\theta_0)$ и $V_{\text{K min}}(\theta_0)$ в виде $m_{\text{сх}}(\theta_0)$ и $m_{\text{сми}}(\theta_0)$ для конкретных двигательных установок, характеристик топлива и парашютов и проведя сложение величин $m_{\text{сх}}(\theta_0)$ и $m_{\text{сми}}(\theta_0)$, получим результирующую кривую $m_{\Sigma}(\theta_0)$.

Возможны два случая.

1. *Зависимость $m_{\Sigma}(\theta_0)$ имеет явно выраженный минимум.* Угол входа, при котором достигается $m_{\Sigma \text{ min}}$, будет соответствовать оптимальному углу входа θ_0^{opt} .

При практической реализации может выдвигаться ряд дополнительных условий и требований — по перегрузкам, режиму радиосвязи с объектом и т. п., удовлетворение которым может привести к некоторому смещению угла входа относительно выбранного значения θ_0^{opt} . На этапе предварительных исследований при решении задачи о выборе θ_0^{opt} не принимается во внимание зависимость массы теплозащитного покрытия и конструкции КА от угла входа. Эти составляющие могут быть учтены на этапе окончательного выбора угла входа, когда при необходимости вводится ряд дополнительных условий.

2. *Зависимость $m_{\Sigma}(\theta_0)$ не содержит минимума, и суммарная масса монотонно увеличивается с ростом $|\theta_0|$.* В этом случае

$$|\theta_0^{\text{opt}}| = |\theta_0^{\text{в}}| - \left| \frac{\Delta \theta_0^{\text{пав}}}{2} \right|.$$

Как и в первом случае, при наличии дополнительных требований и ограничений величина $|\theta_0^{\text{opt}}|$ может изменяться.

Определим θ_0^{opt} для некоторых конкретных случаев.

Реактивная система мягкой посадки. Определение θ_0^{opt} в первом приближении можно проводить без анализа зависимостей $m_{\text{сх}}(\theta_0)$ и $m_{\text{сми}}(\theta_0)$. Действительно, для КА с заданной начальной массой значения $m_{\text{сх}}(\theta_0)$ и $m_{\text{сми}}(\theta_0)$ однозначно определяются величиной скорости торможения u_T и конечной скоростью, которую необходимо погасить с помощью ТДУ. Величина $V_{\Sigma}(\theta_0) =$

$= u_T(\theta_0) + V_K(\theta_0)$ в общем случае не равна суммарной характеристической скорости, потребной для обеспечения мягкой посадки, так как не учитывает затрат на преодоление сил притяжения и предпосадочный маневр. Однако минимумы V_Σ и m_Σ обычно достигаются при одном и том же значении угла входа θ_0^{opt} . На рис. 11.5 приведены

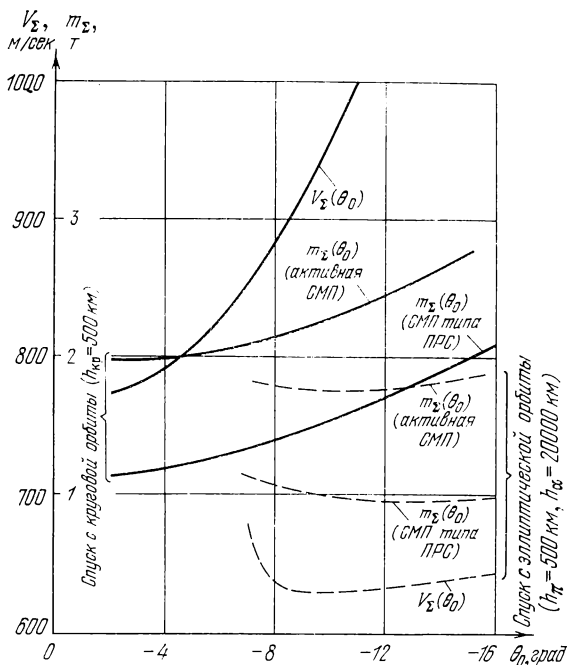


Рис. 11.5. Суммарные затраты характеристической скорости и масса системы торможения ($m_{КА} = 5 \text{ т}$).

зависимости $V_\Sigma(\theta_0)$ для КА с $m_{КА} = 5 \text{ т}$. Характер кривых $V_\Sigma(\theta_0)$ в зависимости от типа орбиты ИСМ различен. Так, при спуске с низкой круговой орбиты увеличение модуля угла входа приводит к монотонному возрастанию величины V_Σ . Это объясняется существенным влиянием на величину $V_\Sigma(\theta_0)$ составляющей $u_T(\theta_0)$, которая при спуске с круговой орбиты ИСМ в несколько раз больше, чем при спуске с высокой эллиптической орбиты. Поскольку

изменение угла входа приводит к малозаметному изменению величины $V_K(\theta_0)$ и к существенному изменению $u_T(\theta_0)$, то последняя составляющая и определяет вид кривой $V_\Sigma(\theta_0)$.

При спуске с эллиптической орбиты тормозной импульс невелик и характер зависимости $V_\Sigma(\theta_0)$ определяется составляющей $V_K(\theta_0)$. Это подтверждается сопоставлением зависимостей $V_K(\theta_0)$ и $V_\Sigma(\theta_0)$, приведенных на рис. 11.3 и 11.5. Видно, что с увеличением по модулю угла входа θ_0 сначала происходит уменьшение V_Σ , а затем, после некоторого угла θ_0' , величина V_Σ начинает монотонно возрастать. Как и следовало ожидать, суммарные затраты V_Σ при спуске с круговой орбиты существенно превышают аналогичные затраты при спуске с эллиптической орбиты. Для приведенного на рис. 11.5 примера величина V_Σ при спуске с круговой орбиты составляет $800 \div 1000 \text{ м/сек}$ в зависимости от угла входа, а при спуске с эллиптической орбиты $630 \div 680 \text{ м/сек}$. Зависимости $m_\Sigma(\theta_0)$ отслеживают изменение $V_\Sigma(\theta_0)$. Оптимальные значения угла входа θ_0^{opt} , обеспечивающие $\min V_\Sigma$, соответственно обеспечивают минимум функционалу m_Σ . Анализируя представленные на рис. 11.5 зависимости, можно в целом отметить, что в случае использования реактивной системы мягкой посадки оптимальные углы входа КА в атмосферу составляют:

— при спуске КА с круговой орбиты $\theta_0^{\text{opt}} \approx -3,5 \div -4,5^\circ$;

— при спуске КА с эллиптической орбиты $\theta_0^{\text{opt}} \approx -8,5 \div -10,5^\circ$.

На одну из составляющих V_Σ , а именно на $V_{K \min}$, существенное влияние оказывает выбор проектно-баллистических характеристик КА — величины приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества. Проведенные исследования, однако, показали, что изменение величины P_x или K_b в диапазоне (6.28) ведет в основном к количественному изменению конечной скорости V_K при сохранении характера кривой $V_\Sigma(\theta_0)$. Поэтому величина θ_0^{opt} не меняется. Потребные минимальные затраты массы m_Σ на организацию спуска КА с орбиты ИСМ в зависимости от проектно-баллистических характеристик КА составляют величину порядка $1,65 \div 2 \tau$ (от

33% до 41% m_{KA}) при спуске с круговой орбиты и $m_{\Sigma} \approx \approx 1,5 \div 1,95$ T при спуске с эллиптической орбиты (рис. 11.6). Увеличение P_x и уменьшение K_0 приводит к возрастанию m_{Σ} .

Помимо анализа изменения потребной для торможения массы от условий входа и параметров КА, интересно проследить за изменением характерных параметров траектории

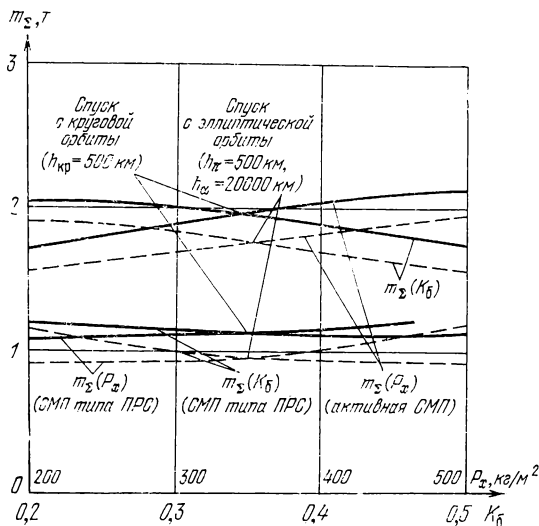


Рис. 11.6. Суммарные затраты характеристической скорости и массы систем торможения ($m_{KA} = 5m$).

спуска на участке аэродинамического торможения: максимальной перегрузки, конечной скорости и конечного угла наклона траектории к местному горизонту. Максимальные перегрузки на траектории спуска при варьировании величины P_x и K_0 в диапазоне (6.28) не превышают $8 \div 9$ единиц, а углы наклона траектории θ_K составляют величину порядка $-8 \div -15^\circ$. Величина конечной скорости V_K существенно зависит от приведенной нагрузки на лобовую поверхность и аэродинамического качества, поэтому диапазон ее возможных значений достаточно широк — от 400 до 800 м/сек (рис. 11.7—11.9).

В целом можно отметить, что по сравнению с прямым спуском (см. главы 6 и 7) величина максимальной перегрузки уменьшается на $7 \div 8$ единиц, а модуль конечного угла наклона траектории также уменьшается в среднем на $10 \div 15^\circ$. Величина конечной скорости при переходе

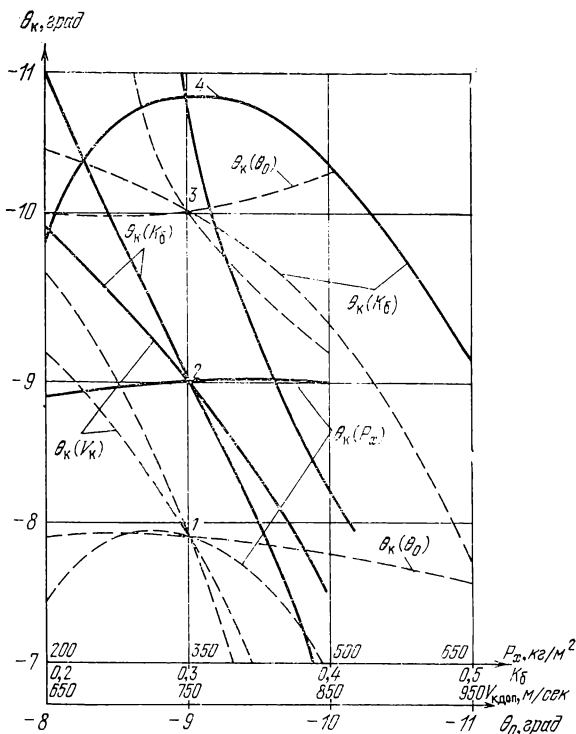


Рис. 11.7. Влияние параметров КА на конечный угол наклона траектории для парашютно-реактивной (кривые 1 и 2) и реактивной (кривые 3 и 4) СМП. (Сплошная линия — спуск с круговой орбиты ($h_{кр} = 500$ км), штриховая — с эллиптической орбиты ($h_{н} = 500$ км, $h_{з} = 20\,000$ км).)

от прямого спуска к спуску с орбиты ИСМ практически остается неизменной.

Парашютно-реактивная СМП. Для этой системы оптимальный угол входа θ_0^{opt} определяется из анализа зависимостей $m_{\Sigma}(\theta_0)$. В качестве примера на рис. 11.5 приведены зависимости $m_{\Sigma}(\theta_0)$ для КА с начальной массой $m_{КА} =$

$= 5 m$. Характеристики парашютно-реактивной системы брались оптимальными в соответствии с результатами исследований, представленными в главе 5. Характер зави-

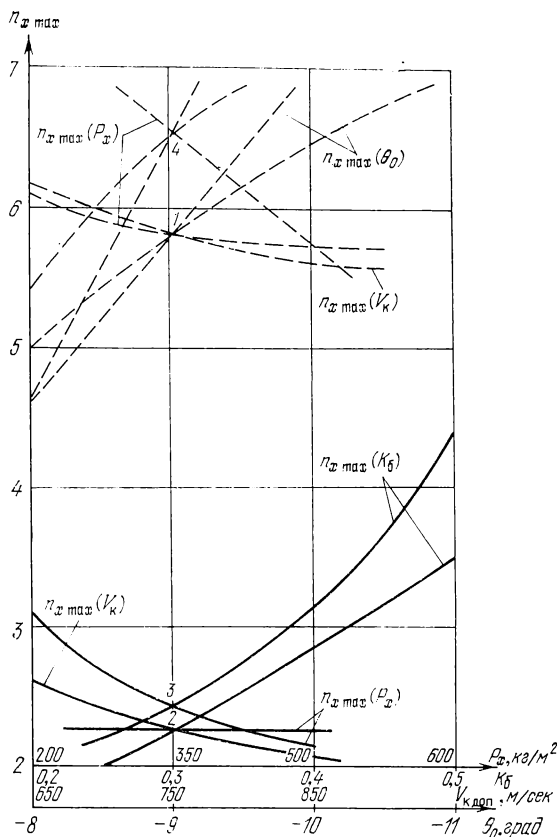


Рис. 11.8. Максимальная перегрузка при использовании парашютно-реактивной (кривые 1 и 2) и реактивной (кривые 3 и 4) СМП. (Сплошная линия — спуск с круговой орбиты ($h_{KP} = 500$ км), штриховая линия — спуск с эллиптической орбиты ($h_{н} = 500$ км, $h_{х} = 20\,000$ км).)

симостей $m_{\Sigma}(\theta_0)$ аналогичен рассмотренному выше случаю спуска с использованием активной СМП. Величина θ_0^{opt} при спуске с круговой орбиты в обоих случаях одинакова и находится в диапазоне от $-2,5$ до $-4,5^\circ$. При

потребной массе по сравнению с активной СМП. Так, для КА с $m_{\text{КА}} = 5 \text{ т}$ при использовании активной СМП потребная суммарная масса m_{Σ} на организацию спуска с орбиты ИСМ, как уже отмечалось, составляет величину $1,65 \div 2 \text{ т}$, а при использовании парашютно-реактивной системы она уменьшается до $0,9 \div 1,1 \text{ т}$, т. е. выигрыш составляет около одной тонны (18—20% от $m_{\text{КА}}$).

Из проведенного сравнения двух схем спуска следует, что прямой спуск обеспечивает некоторую экономию потребной массы для организации мягкой посадки КА. Однако этот вывод сделан на основе только проектно-баллистического анализа номинальных траекторий. При учете способности систем управления спуском справляться с действующими на КА возмущениями и погрешностями в начальных условиях входа может произойти некоторое перераспределение затрат массы на организацию посадки КА для двух рассмотренных схем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авдусевский В. С., Аким Э. Л., Алешин В. И. и др., Атмосфера Марса в районе посадки спускаемого аппарата «Марс-6» (предварительные результаты). Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 1.
2. Авдусевский В. С., Антонов Б. М., Анфиимов П. А. и др., Основы теории полета космических аппаратов. «Машиностроение», 1972.
3. Андреевский В. В., Динамика спуска космических аппаратов на Землю. «Машиностроение», 1970.
4. Аноров В. П., Принципы максимума для процессов с ограничениями общего вида. Автоматика и телемеханика, 1967, №№ 3, 4.
5. Бабкин А. Г., Кирин Н. Е., О синтезе управления на основе итеративных методов. Автоматика и телемеханика, 1975, № 10.
6. Бажинов И. К., Алешин В. П., Почукаев В. Н., Поляков В. С., Космическая навигация. «Машиностроение», 1975.
7. Бажинов И. К., Иванов П. М., Мартынов А. И., Дискретный алгоритм управления конечной скоростью спуска космических аппаратов в атмосфере Марса. Ученые записки ЦАГИ, 1972, т. III, № 4.
8. Бажинов И. К., Иванов П. М., Погов О. А., Яковлев О. С., Некоторые адаптивные алгоритмы управления спуском в атмосфере Земли КА, возвращающихся от планет. В сб. статей: Информационные материалы. Проблемы авиационной и космической кибернетики, под ред. Петрова Б. Н., АН СССР, ВИНТИ, 1972, вып. 6.
9. Батищев Д. И., Поискные методы оптимального проектирования. «Советское радио», 1975.
10. Бойко А. С., Иванов П. М., Барягин В. П., Кремнев Р. С., Мартынов А. И., Пичхадзе К. М., О некоторых особенностях выбора основных проектно-баллистических характеристик аппаратов, спускаемых на Марс. Космические исследования, 1976, т. XIV, вып. 2.
11. Беттин Р., Пavedение в космосе. «Машиностроение», 1966.
12. Бюнгенс Г. С., Студнев Р. В., Динамика пространственного движения самолета. «Машиностроение», 1967.

13. В а с и л ь е в В. В., Методы оптимальной фильтрации в системах управления космических аппаратов. В сб.: «Вопросы управления космическими аппаратами», под ред. Петрова Б. П., «Мир», 1975.
14. В е н т ц е л ь Е. С., Исследование операций. «Советское радио», 1972.
15. В о с к о в и ч В. Л., Методы принятия решения по множеству критериев оптимальности (обзор). В кн.: «Сложные системы управления», вып. 1, ИГ АН УССР, 1968.
16. Г е л о в а н и В. А., Г о л у б е в Ю. Ф., Многошаговый алгоритм управления спуском в атмосфере Марса. Препринт № 9, ИПМ АН СССР, 1974.
17. Г е р м е й е р Ю. Б., Введение в теорию исследования операций. «Наука», 1971.
18. Г л а з к о в А. Г., И б р а г и м о в К. З., К л и м и н А. В., Т р у н о в Ю. В., Х а з а н М. А., Х и т р и к М. С., Я р о ш е в с к и й В. А., Управление космическим аппаратом при входе в атмосферу. Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 2.
19. Г о л у б ц о в В. Г., М и т р о ш и н Э. И., К задаче последовательного аэродинамического и реактивного торможения космических аппаратов в атмосфере Марса. Космические исследования, 1974, т. XII, вып. 5.
20. Д и к с о н Д., Проектирование систем. «Мир», 1973.
21. Д м и т р о ч е н к о Л. А., Л о н а т и н В. И., Особенности алгоритмов бесплатформенных инерциальных навигационных систем. В сб. статей: «Вопросы управления космическими аппаратами», под ред. Петрова Б. П., «Мир», 1975.
22. Ж е л н и ц Ю. И., Ш и л о в А. А., Траектории минимальной дальности при входе космического аппарата в атмосферу Земли со сверхкруговой скоростью. Ученые записки ЦАГИ, 1970, т. I, № 1.
23. И в а н о в И. М., К о т о в Б. Б., М а р т ы н о в А. И., Синтез оптимальных траекторий спуска КА в атмосфере Марса при использовании парашютно-реактивной системы мягкой посадки. Космические исследования, 1977, т. XV, вып. 3.
24. И в а н о в И. М., М а р т ы н о в А. И., Адаптивный алгоритм управления конечной скоростью спуска космических аппаратов в атмосфере Марса. Космические исследования, 1973, т. XI, вып. 5.
25. И в а н о в И. М., М а р т ы н о в А. И., Алгоритм автономной навигации при управлении конечной скоростью спуска КА в атмосфере Марса. Космические исследования, 1976, т. XIV, вып. 1.
26. И в а н о в И. М., М а р т ы н о в А. И., Об одном алгоритме управления конечной скоростью спуска автоматических аппаратов в атмосфере Марса. Ученые записки ЦАГИ, 1971, т. II, № 5.
27. И в а н о в И. М., М а р т ы н о в А. И., Об особенностях моделирования адаптивного алгоритма управления конечной скоростью спуска космических аппаратов в атмосфере Марса. Ученые записки ЦАГИ, 1973, т. IV, вып. 2.

28. И в а н о в П. М., М а р т ы н о в А. И., Об эффективности использования аэродинамической подъемной силы при спуске в атмосфере Марса. Ученые записки ЦАГИ, 1972, т. III, № 3.
29. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., О максимально допустимой нагрузке на лобовую поверхность аппаратов, осуществляющих аэродинамический спуск в атмосфере Марса. Ученые записки ЦАГИ, 1971, т. II, № 3.
30. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., Ш и л о в А. А., О переводе космического аппарата с гиперболической траектории на орбиту искусственного спутника планеты с использованием аэродинамического торможения в атмосфере. Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 4.
31. И в а н о в П. М., М а р т ы н о в А. И., Оптимальное управление конечной скоростью космических аппаратов, совершающих спуск в атмосфере Марса. Космические исследования, 1972, т. X, вып. 2.
32. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., Проблема спуска космических аппаратов в атмосферах планет. «Знание», 1972.
33. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., Управление межпланетными космическими аппаратами. В сб. статей: «Вопросы управления космическими аппаратами» под ред. Б. Н. Петрова, «Мир», 1975.
34. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., Б е л ы х В. Д., Об эффективности использования критерия минимума конечной скорости при синтезе траекторий спуска КА на поверхность Марса. Космические исследования, 1976, т. XIV, вып. 4.
35. И в а н о в Н. М., М а р т ы н о в А. И., С о к о л о в Н. Л., О выборе основных проектно-баллистических характеристик и способа управления КА планирующего типа, предназначенных для спуска на поверхность Марса. Космические исследования, 1977, т. XV, вып. 1.
36. И в а н о в П. М., М а р т ы н о в А. И., Ш и л о в А. А., Некоторые задачи оптимального управления траекторией космического аппарата в атмосфере Марса. Космические исследования, 1973, т. XI, вып. 1.
37. И в а х н е н к о А. Г., З а й ч е н к о Ю. П., Д и м и т р о в В. Д., Принятие решений на основе самоорганизации. «Советское радио», 1976.
38. И с а е в В. К., Принцип максимума Л. С. Понтрягина и оптимальное программирование тяги ракет. Автоматика и телемеханика, 1961, т. XXII, № 8.
39. И с а е в В. К., Д а в и д с о н Б. Х., Оптимальная посадка космического аппарата на поверхность Луны. Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 3.
40. И с т о м и н В. Г., Г р е ч н е в К. В., О з е р о в Л. Н. и др., Эксперимент по измерению состава атмосферы Марса на спускаемом аппарате космической станции «Марс-6». Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 1.
41. К а з а к о в И. Е., Д о с т у п о в Б. Г., Статистическая динамика нелинейных автоматических систем. Физматгиз, 1962.

42. Колосов М. А., Яковлев О. И., Яковлева Г. Д. и др., Результаты исследований атмосферы Марса методом радиопросвечивания с помощью аппаратов «Марс-2,4,6». Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 1.
43. Коняев В. Г., Оптимальное использование аэродинамических сил для маневра летательного аппарата. Космические исследования, 1967, т. V, вып. 2.
44. Коняев В. Г., Об одном классе траекторий квазистационарного планирования. Ученые записки ЦАГИ, 1970, вып. 1.
45. Копин Ю. М., Об уравнениях пространственного движения спутника, использующего аэродинамическую подъемную силу. Космические исследования, 1968, т. VI, вып. 3.
46. Космическая техника. Под ред. Сейферта. «Наука», 1964.
47. Краснополский В. А., Крысько А. А., Рогачев В. Н., Озон в атмосфере планеты по измерениям с борта АМС «Марс-5». Космич. исследования, 1975, т. XIII, вып. I.
48. Красовский Н. Н., Игровые задачи о встрече движений. «Наука», 1970.
49. Крылов И. А., Черноусько Ф. Л., О методе последовательных приближений для решения задач оптимального управления. Журнал вычислительной математики и математической физики, 1972, т. XII, № 1.
50. Крылов И. А., Черноусько Ф. Л., Алгоритм метода последовательных приближений для задач оптимального управления. Журнал вычислительной математики и математической физики, 1972, т. XII, № 1.
51. Курош А. Г., Курс высшей алгебры. «Наука», 1971.
52. Кузмак Г. Е., Теория одного класса дискретных самокорректирующихся систем. Доклады АН СССР, 1964, т. 155, № 5.
53. Ланге О., Оптимальные решения, перев. с польского. «Прогресс», 1967.
54. Лебедев А. А., Красильщиков М. И., Малышев В. В., Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. «Машиностроение», 1974.
55. Петов А. М., Динамика полета и управление. «Наука», 1969.
56. Ли Р., Оптимальные оценки, определение характеристик и управление. «Наука», 1966.
57. Ляпунов А. М., Общая задача об устойчивости движения. Гостехиздат, 1951.
58. Маров М. Я., Новое о Марсе и Юпитере. Земля и Вселенная, № 2, 1977.
59. Мороз В. И., Физика планет. «Наука», 1967.
60. Мороз В. И., Паджини А. Э., Предварительные результаты измерений содержания водяного пара в атмосфере планеты по измерениям с борта АМС «Марс-5», Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 1.
61. Мопсеев Н. И., Элементы теории оптимальных систем. «Наука», 1975.
62. Некоторые проблемы создания и отработки космических аппаратов, предназначенных для входа в атмосферы планет. ВИНТИ, 1975.

63. Николаев Ю. А., Некоторые методы параметрической идентификации линейных систем управления. В сб.: «Вопросы управления космическими аппаратами», под ред. Петрова Б. Н., «Мир», 1975.
64. Остославский И. В., Стражева И. В., Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. «Машиностроение», 1969.
65. Охочимский Д. Е., Бельчанский Г. И., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф., Золотухина Н. И., Иванов Ю. Н., Оптимальное управление при входе в атмосферу. Космические исследования, 1968, т. VI, вып. 1.
66. Охочимский Д. Е., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф., Алгоритм автономного управления приведением космического аппарата в заданную точку посадки. Космические исследования, 1970, т. VIII, вып. 2.
67. Охочимский Д. Е., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф., Прогнозирование при управлении входом в атмосферу. Космические исследования, 1972, т. X, вып. 3.
68. Охочимский Д. Е., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф., Управление движением при входе в атмосферу. Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 2.
69. Охочимский Д. Е., Голубев Ю. Ф., Бухаркина А. П., Филипович И. В., Шелухина В. К., Управление при входе в атмосферу Марса с целью выведения на орбиту ИСМ. Препринт № 1, ИПМ АН СССР, 1976.
70. Охочимский Д. Е., Голубев Ю. Ф., Сихарулидзе Ю. Г., Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. «Наука», 1975.
71. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., Адаптивный алгоритм стабилизации космического аппарата при входе в атмосферу. Изв. АН СССР. Техническая кибернетика, 1973, № 2.
72. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., Алгоритм управления угловым движением космического аппарата на траектории спуска в атмосфере. Препринт ИПМ АН СССР, 1971.
73. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., Однопараметрический многошаговый алгоритм стабилизации при входе космического аппарата в атмосферу. Космические исследования, 1971, т. IX, вып. 5.
74. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., Трехпараметрический многошаговый алгоритм стабилизации космического аппарата на траектории спуска в атмосфере. Космические исследования, 1972, т. X, вып. 5.
75. Охочимский Д. Е., Эпеев Т. М., Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли. УФН, т. 63, вып. 1а, 1957.
76. Иашкев С. Д. и др., Машинные методы оптимизации в технике связи. «Связь», 1976.
77. Пономарев А. Н., Пилотируемые космические корабли. Воениздат, 1968,

78. Пономарев В. М., Теория управления движением космических аппаратов. «Наука», 1965.
79. ПонTRYгин Л. С., Болтынский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф., Математическая теория оптимальных процессов. «Наука», 1969.
80. Пугачев В. С., Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления. Физматгиз, 1960.
81. Пшеничный Б. И., Данилин Ю. М., Численные методы в экстремальных задачах. «Наука», 1975.
82. Рабинович Б. И., Вариационные режимы полета крылатых летательных аппаратов. «Машиностроение», 1969.
83. Семенов В. В., Солодовников В. В., Спектральная теория нестационарных систем управления. «Наука», 1974.
84. Семенов В. В., Колокольников А. В., Грибков И. А., Трасектории аэродинамического торможения в атмосфере Марса, обеспечивающие минимум характеристической скорости на участке гравитационного разворота. Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 4.
85. Сихарулидзе Ю. Г., Оптимальное импульсное торможение при входе в атмосферу. Космические исследования, 1970, т. VIII, вып. 2.
86. Современное состояние механики космического полета. Сб. статей под ред. Ричардса Н. Б., «Наука», 1969.
87. Соколов С. С., Фокин В. Г., Бурцев В. П. и др., Функционирование спускаемого аппарата АМС «Марс-6» в атмосфере Марса. Космические исследования, 1975, т. XIII, вып. 1.
88. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В., Прогнозирование межпланетных полетов. «Машиностроение», 1973.
89. Теряев Е. Д., Шамриков Б. М., Сергеев Э. А., Перспективы применения БЦВМ в комплексно-автоматизированных адаптивных системах управления летательных аппаратов. В сб. статей: «Информационные материалы. Проблемы авиационной и космической кибернетики», под ред. Петрова Б. И., АН СССР, ВИНТИ, 1972, вып. 6.
90. Уколов П. С., Процессы адаптации в системах управления летательных аппаратов. В сб. статей: «Информационные материалы. Проблемы авиационной и космической кибернетики», под ред. Петрова Б. И., АН СССР, 1972, вып. 6.
91. Уоллес Р. А., Грей В. А., Минимальное аэродинамическое качество, необходимое для приземления аппарата в любой точке земного шара. Ракетная техника и космонавтика, 1963, № 11.
92. Управление космическими летательными аппаратами. Перевод с английского, под ред. Лебедева А. А. «Машиностроение», 1967.
93. Хроника космических исследований. Экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика», № 24, ВИНТИ, 1975.
94. Чарный В. И., О двух методах интегрирования уравнений движения. Космические исследования, т. VIII, вып. 5, 1970.

95. Чарный В. И., Бирзгал А. П., Борисенко В. И., Свищев А. Г., О применении прямых методов в алгоритмах управления спуском аппарата в атмосфере. Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 6.
96. Шаповалов Е. П., Кубышкин В. В., Оптимальные траектории движения спускаемых аппаратов с двумерным управлением в атмосфере Марса. Космические исследования, 1976, т. XII, вып. 6.
97. Шолов А. А., Желнин Ю. Н., О минимуме максимальной перегрузки при торможении аппарата в атмосфере. Космические исследования, 1966, т. IV, вып. 4.
98. Шкадов Л. М., Буханова Р. С., Илларионов В. Ф., Плохих В. П., Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. «Машиностроение», 1972.
99. Шкадов Л. М., Илларионов В. Ф., Поворот плоскости круговой орбиты спутника. ПММ, 1962, т. XXVI, вып. 4.
100. Шунейко И. И., Крылатые космические корабли. ВИНТИ. 1966.
101. Эйсмонт Н. А., Использование аэродинамического торможения для перевода спутника планеты с орбиты с большим эксцентриситетом на почти круговую. Космические исследования, 1972, т. X, вып. 2.
102. Эйсмонт Н. А., Оптимальное управление космическим аппаратом, переводимым с гиперболической траектории на орбиту спутника планеты торможением в атмосфере. Космические исследования, 1972, т. X, вып. 2.
103. Юдин Д. Б., Математические методы управления в условиях неполной информации. «Советское радио», 1974.
104. Campbell J. F., Brown C. A., Experimental ware flaw properties of a Viking 75 entry Vehicle. J. Space and Rock., 1974, v. 11, № 1.
105. Gillis L., The Viking deceleration system an overview. AIAA Paper, № 442, 1973.
106. Lau R. A., The Hussong J. C., The Viking Mars lander deceleration system. AIAA Paper, № 1162, 1970.
107. Moog R. D., Bendura R. J., Timmons J. D., Lau R. A., Qualification fligh tests of the Viking deceleration system. AIAA Paper, № 457, 1973.
108. Ruan P., Feedback argument ober Mars landing sites hub. Scientist, v. 58. № 847, 1973.
109. Schappel R. T., Jonson R. G., Experimental and simulation stady results on the development of a planetary landing site selection sistem (Guidance and Flight Control Conference, August, 14, 16, 1972). AIAA Paper, № 868, 1972.
110. Steinberg S., Siemers P. M., Slaupman R. G., AIAA Paper № 73, 454, AIAA 4th Aerodynamic Deceleration Systems Conf., Palm Springs, Calif., May 21—23, 1973.
111. Leiner H. N., French C. E., Howard D. A., A new approach to performance optimization of the 1975 Mars Viking Lander. AIAA Paper, № 889, 1973.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $c = \dot{m}_{\text{КА}}$ — секундный расход массы;
 C_x — коэффициент лобового сопротивления;
 C_y — коэффициент аэродинамической подъемной силы;
 $F_{\text{П}}$ — площадь купола парашюта;
 h_a — высота условной границы плотных слоев атмосферы;
 h_{α_1} — высота апоцентра переходной орбиты;
 h_{π_1} — высота перицентра переходной орбиты;
 h_{α_2}, h_{π_2} — высота соответственно апоцентра и перицентра требуемой орбиты ИСМ;
 h_{π} — высота условного перицентра траектории входа;
 $h_{\pi}^{\text{пр}}$ — прицельная высота условного перицентра;
 $h_{\text{кр}}$ — высота круговой орбиты;
 i — наклонение орбиты;
 K — аэродинамическое качество;
 L_{π} — дальность спуска, отсчитываемая от условного перицентра;
 M — число Маха;
 M — математическое ожидание;
 n_x — перегрузка в направлении, противоположном скорости;
 $\bar{P}$ — тяга двигателя;
 $\bar{P}$ — тяговооруженность;
 $P_{\text{уд}}$ — удельная тяга;
 P_x — приведенная нагрузка на лобовую поверхность;
 P_S — нагрузка на лобовую поверхность;
 q — скоростной напор;
 r — радиус-вектор КА;
 r_{π}, r_{α} — расстояние в перицентре и апоцентре орбиты до центра планеты;
 S — корректирующая функция;
 S_m — площадь миделя КА;
 t — время (см. нижние индексы, а также рис. 5.5);
 u — управление;
 u_T — величина тормозного импульса;
 V — скорость полета;
 V_I, V_{II} — первая и вторая космические скорости;
 V_s — кажущаяся скорость;

Y — подъемная сила;
 Y_r, Y_v — горизонтальная и вертикальная составляющие подъемной силы;
 α — прямое восхождение, угол атаки;
 γ — угол крена;
 ε — угол между плоскостью подлетной траектории и текущей плоскостью движения;
 Φ — истинная аномалия; угол тангажа;
 θ — угол наклона траектории к местному горизонту;
 λ_T — угол между местным горизонтом и вектором тормозной скорости;
 μ — гравитационный параметр Марса;
 ρ_0 — плотность атмосферы у поверхности Марса;
 $\rho(h)$ — плотность атмосферы на высоте h ;
 σ_x — баллистический параметр.

Верхние индексы

opt — оптимальное значение;
 v — верхнее значение;
 $нав$ — навигационные параметры;
 $тек$ — текущее значение;
 (1) — значение коэффициентов в момент выхода космического аппарата на ограничение;
 (2) — значение параметров в момент схода КА с ограничения;
 $*$ — соответствует участку работы СМП.

Нижние индексы

$б$ — баланспровочный; бак;
 $бок$ — боковой;
 $гз$ — гарантированная задержка;
 $доп$ — допустимое значение;
 $з$ — земное;
 $к$ — конечное значение параметра;
 $оп$ — опорное значение;
 $п$ — переключение; парашют;
 $пр$ — программное значение;
 $прс$ — парашютно-реактивная система;
 $пс$ — парашютная система;
 $пи$ — полезная нагрузка;
 $р$ — разрифление;
 $расп$ — располагаемое значение;
 $рс$ — реактивная система;
 $т$ — топливо; торможение;
 $тек$ — текущее значение;
 $эф$ — эффективное значение;
 0 — соответствует начальным значениям параметров на каждом из участков спуска (аэродинамическим и мягкой посадки) или значению у поверхности планеты;
 α — апоцентр;
 π — перигейтр.

