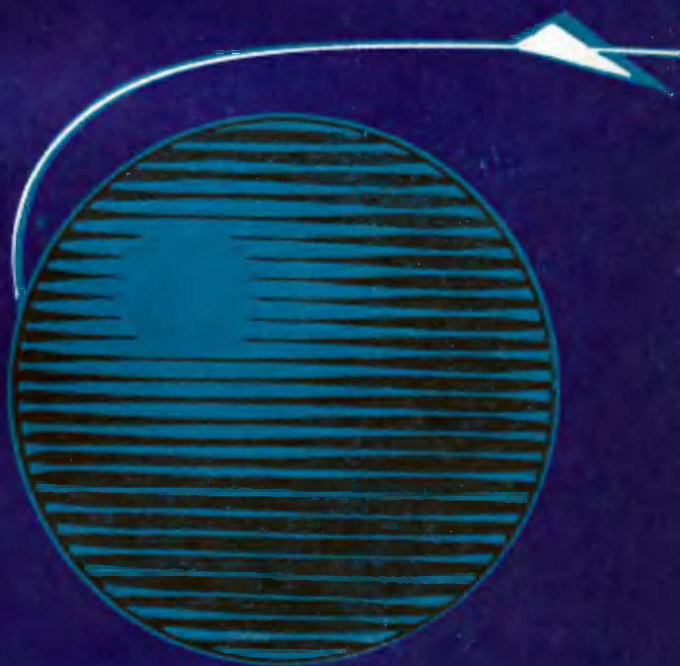


Е. Ф. КАМЕНКОВ

Маневрирование спускаемых аппаратов



Е. Ф. КАМЕНКОВ

Маневрирование спускаемых аппаратов

**Гиперболические
скорости
входа
в атмосферу**



Москва · Машиностроение · 1983

ББК 39.62
К12
УДК 629.78

Рецензент д-р техн. наук проф. Н. М. Иванов

Каменков Е. Ф.
К12 Маневрирование спускаемых аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу. — М.: Машиностроение, 1983. — 183 с., ил.

1 р. 90 к.

Рассмотрены вопросы динамики движения спускаемых аппаратов (СА) и работы их систем управления спуском (СУС). Анализируются алгоритмы управления для многоканальных СУС. Изложены методы повышения точности посадки СА, основанные на сочетании автономных СУС с высокоточными неавтономными системами.

Для научных работников, занимающихся вопросами динамики СА.

К 3607000000-428
038(01)-83 Свод. пл. подписных изд. 1983 г.

ББК 39.62
6Т6

Спуск космического аппарата (КА) на поверхность Земли или другой планеты является важнейшим этапом космического полета. При спуске КА с экипажем решающее значение приобретает необходимость получения приемлемых перегрузочных и тепловых режимов в процессе спуска, а также обеспечение посадки с высокой точностью. Вход КА в атмосферу планеты (особенно при спуске с начальной сверхорбитальной скоростью) связан с интенсивным аэродинамическим нагревом конструкции и большими аэродинамическими нагрузками, действующими на конструкцию и экипаж космического корабля. Не менее важной является проблема обеспечения устойчивости движения центра масс аппарата по траектории спуска и посадка КА в заданную область. Все эти аспекты проблемы спуска тесно связаны друг с другом и часто требуют наилучшего компромиссного решения.

В настоящее время проблему возвращения спускаемых аппаратов (СА) с орбиты спутника Земли можно считать в основном решенной. Многочисленные теоретические исследования советских и зарубежных ученых, а также целый ряд экспериментальных данных показывают, что спуск с орбиты ИСЗ может быть успешно произведен в широком диапазоне начальных условий с приемлемыми перегрузочными и тепловыми нагрузками как при баллистическом спуске, так и при спуске с использованием аэродинамического качества аппарата [1—4, 16, 23, 26, 27, 30, 35—39, 42, 49, 52].

Широкое распространение получили системы управления спуском (СУС), основанные на использовании метода управления СА путем программного разворота аппарата по углу крена (при постоянном угле атаки), что обеспечивает изменение в процессе полета эффективной подъемной силы — проекции подъемной силы на вертикальную плоскость. Широкое практическое использование данного метода связано с тем, что он требует малых управляющих моментов в связи со статической нейтральностью СА по углу крена и с неизменностью картины обтекания аппарата в процессе управления.

При возвращении от Луны скорость входа СА в атмосферу Земли близка ко второй космической скорости. При этом приходится сталкиваться с теми же проблемами и трудностями, что и при спуске с орбиты ИСЗ. Однако эти проблемы значительно усложняются как с точки зрения обеспечения приемлемых перегрузочных и тепловых режимов спуска, так и точности наведения аппарата. Недостаточно точное определение параметров движения аппарата на внеатмосферном участке, а следовательно, неточное корректиро-

вание его траектории, может привести к появлению чрезмерно больших перегрузок и тепловых потоков в процессе спуска или к незахвату аппарата атмосферой. Именно эти условия определяют границы коридора входа аппарата в атмосферу.

Исследованию коридоров входа КА в атмосферу посвящено значительное количество работ, так как ширина коридора входа является одной из важнейших характеристик космического комплекса. Границы рабочего коридора зависят как от аэродинамических характеристик аппарата, так и от способа использования располагаемого аэродинамического качества СА на начальном участке погружения. В работе [35] достаточно подробно исследованы коридоры входа КА в атмосферу Земли при использовании численного интегрирования уравнений движения аппарата. В работе [1] приведены приближенные аналитические зависимости для расчета ширины коридора входа. Величина рабочего коридора входа определяется в основном допустимой перегрузкой и резко уменьшается с увеличением скорости входа. Уменьшение величины подлетного коридора входа приводит к необходимости увеличения точности работы систем навигации и коррекции на подлетном участке траектории. При скоростях входа более 17 км/с управление только по углу крена (γ -управление) при подлетных коридорах входа шириной порядка 12 ... 16 км практически невозможно [35].

Возвращение к Земле со скоростями, значительно превышающими вторую космическую скорость, будет представлять заключительный этап полета к планетам Марс и Венера. Например, при перелете Земля — Марс — Земля при общей продолжительности полета 400 ... 500 сут скорость входа СА в атмосферу Земли составляет около 20 км/с [44]. В связи с этим необходимо заметить, что нынешнее поколение космических кораблей и спускаемых аппаратов обладает ограниченными возможностями, явно недостаточными для решения этой, более сложной задачи. Системы управления, основанные на использовании γ -управления, не могут обеспечить спуск в пределах очень узкого коридора, соответствующего большим гиперболическим скоростям входа.

Одной из характерных особенностей возвращения СА с гиперболическими скоростями является необходимость реализации узкого диапазона условий входа в атмосферу, обеспечивающих безопасное возвращение аппарата на Землю. Кроме того, значительная протяженность участка полета в атмосфере вызывает длительное воздействие на экипаж корабля значительной перегрузки, ограничиваемое пределами физиологической переносимости.

Исследованию динамики движения СА и его СУС при гиперболических скоростях входа посвящено гораздо меньшее количество работ. Из наиболее существенных необходимо отметить работы [6—9, 12, 13, 15, 35]. В настоящее время нет полной ясности в вопросах о наиболее вероятном диапазоне скоростей входа при возвращении от планет Солнечной системы; о схеме спуска (спуск по «коротким» или «протяженным» траекториям); о форме СА и количестве управляющих параметров; о перегрузочных режимах

траекторий спуска и т. д. Однако можно утверждать, что трудности, имеющие место при спуске с параболической скоростью, значительно усугубляются: значительно увеличивается унос теплозащитного покрытия (ТЗП), что приводит к изменению аэродинамических характеристик СА и ухудшению динамических режимов спуска; резко увеличивается влияние возмущающих факторов (в частности, атмосферных возмущений) на траектории спуска; увеличивается влияние движения СА относительно центра масс на продольное движение аппарата; резко возрастают перегрузки в процессе спуска, что приводит к невозможности использования в аварийной ситуации режима баллистического спуска; в значительной степени возрастает необходимость обеспечения «комфортности» траекторий с точки зрения минимизации дозы перегрузки в процессе спуска; увеличиваются требования к точности работы СУС и т. д.

Эти особенности определяют содержание технических трудностей, которые необходимо преодолеть при разработке СА, входящих в атмосферу с гиперболическими скоростями.

Существует несколько способов преодоления этих трудностей, позволяющих решить задачу обеспечения входа СА в атмосферу Земли. Рассмотрим некоторые из них.

1. Уменьшение начальной скорости входа СА в атмосферу путем торможения аппарата двигателем на внеатмосферном участке до скоростей порядка первой космической. Позволяя значительно расширить коридор входа, этот путь ведет, однако, к увеличению продолжительности полета, которое при реально возможных в обозримом будущем сравнительно небольших тяговооруженностях космических кораблей будет довольно значительным. Кроме того, этот способ для существующих двигательных установок приводит к необходимости больших затрат топлива на торможение.

2. Увеличение располагаемого аэродинамического качества СА для расширения коридора входа. Однако увеличение качества СА свыше 1,0 ... 1,2 с точки зрения расширения рабочего коридора входа становится малоэффективным [2, 17] и, кроме того, может привести к существенному увеличению массы его теплозащитного покрытия.

3. Разработка систем управления движением СА, наиболее рационально использующих его аэродинамические характеристики при сравнительно небольших значениях располагаемого аэродинамического качества аппарата.

Последний способ, на наш взгляд, является более предпочтительным и требует детальной проработки.

Одной из основных проблем, с которой приходится также сталкиваться при разработке космических систем, является обеспечение высокой точности посадки СА. Получение высокой точности приведения СА в заданную точку посадки с применением только автономных СУС весьма затруднительно из-за наличия погрешностей навигационных систем, ошибок в определении начальных параметров входа, действия различного рода возмущающих факто-

ров и т. д. Задача в значительной степени усложняется при входе космического аппарата в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями.

Ведущиеся в последнее время в нашей стране и за рубежом интенсивные исследования автономных СУС с использованием бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) позволяют значительно повысить точность посадки СА. Однако, как показывает анализ работы подобных СУС, обеспечить точность посадки порядка нескольких километров, по-видимому, не удастся из-за неточности прогнозирования траектории спуска на конечном участке вследствие существенной переменности аэродинамических коэффициентов СА на околозвуковых скоростях полета. В связи с этим возникает необходимость анализа СУС, обеспечивающих такие точности посадки.

Одним из возможных путей решения данной задачи является использование неавтономных методов управления на конечном участке спуска с целью уточнения взаимного положения СА и точки посадки. Комбинированные (полуавтономные) СУС* могут быть использованы для точного приведения на космодром космических аппаратов, входящих в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями, современных орбитальных космических аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством, а также аппаратов для зондирования атмосфер планет. Использование неавтономных СУС на конечном участке спуска позволит в значительной степени снизить требования к точности автономной части системы. Посадка СА на космодром требует дальнейшего совершенствования проектных параметров СА, его системы управления, выбора оптимальных аэродинамических характеристик аппарата, создания систем точной посадки на конечном этапе спуска. Необходимо отметить, что в настоящее время этому вопросу уделяется все большее внимание. В частности, в работе [23] рассмотрены алгоритмы радионаведения СА в точку посадки при одноканальном управлении по углу крена с использованием радиолокационной станции и наземной ЭЦВМ. В работе [29] рассмотрена возможность использования неавтономных систем при спуске аппарата с орбиты ИСЗ.

В данной книге рассматриваются траектории движения и алгоритмы полуавтономного управления СА как при одноканальном управлении по углу крена (γ -управление), так и при управлении по углам атаки и крена (α - γ -управление). Наибольшее внимание уделяется анализу маневренных возможностей аппарата при гиперболических скоростях входа в атмосферу Земли, так как большие скорости входа предъявляют наиболее жесткие требования к алгоритмам управления спуском.

Книга состоит из пяти глав.

* Комбинированными (полуавтономными) системами управления спуском будем называть системы, основанные на использовании автономных алгоритмов управления на начальном участке траектории и неавтономных алгоритмов на конечном участке спуска.

В гл. 1 дана общая постановка задачи, проведен анализ форм СА и их аэродинамических коэффициентов, наиболее приемлемых для реализации α — γ -управления. Исследовано влияние управления углом атаки на ширину коридора входа. Для СА типа полуконус промоделированы граничные траектории спуска при различных диапазонах изменения угла атаки.

Проанализированы критерии оптимизации и ограничения, используемые при выборе траектории движения СА для гиперболических скоростей входа. Решена вариационная задача максимизации угла входа в атмосферу с учетом ограничения перегрузки в процессе спуска в широком диапазоне начальных скоростей входа. Показано, что оптимальная программа состоит из двух участков. На первом участке, от точки входа до момента достижения максимально допустимой перегрузки, происходит плавное возрастание угла атаки α от начального значения, соответствующего $C_{y\max}$. Второй участок — изоперегрузочный до момента достижения максимума скоростного напора, причем в этот конечный момент $\alpha=0$. Полученное решение используется для формирования алгоритмов управления на начальном участке погружения и на участке изопараметрического регулирования.

В гл. 2 разработаны алгоритмы управления СА на автономном участке спуска при гиперболических скоростях входа в атмосферу Земли. Рассмотрена прямая посадка с подлетной межпланетной траектории. Показана рациональность разбиения траектории спуска на модельные участки. Показаны преимущества и недостатки α — γ -управления и выданы практические рекомендации по выбору отдельных параметров таких систем.

Проанализированы СУС с управлением только по углу крена. Моделирование однопараметрических алгоритмов управления показало необходимость учета зависимости угла крена от угла входа в атмосферу. Рассмотрены алгоритмы управления, требующие минимума информации на борту СА. Показано, что наиболее рациональными с точки зрения возможности приборной реализации и характера протекания динамических процессов являются алгоритмы α — γ -управления с плавным по фазовым координатам переходом на участок изоперегрузочного движения. Исследована структура СУС и разработана методика прогнозирования скорости СА в целях уменьшения загруженности БЦВМ.

Глава 3 посвящена исследованию алгоритмов управления дальностью спуска при управлении по углу атаки и углу крена. Для оценки потребной информативности СУС рассмотрены простейшие алгоритмы с прогнозированием дальности полета СА. Показано, что алгоритмы управления дальностью, основанные на отслеживании постоянного значения перегрузки, хотя и позволяют реализовать некоторые дальности полета, но диапазон возможных дальностей спуска при этом довольно мал, что ограничивает возможность их практического использования. Исследованы алгоритмы управления дальностью с текущим прогнозом потребной перегрузки. Проанализирована структура СУС при наличии БЦВМ в контуре управления.

Для обеспечения необходимых условий «комфортности» траекторий исследованы алгоритмы управления дальностью спуска с прогнозированием дозы перегрузки на автономном участке траектории.

Для «стыковки» автономной и неавтономной частей СУС используется область возможного маневра (ОВМ), что позволяет уменьшить требования к быстродействию и объему памяти БЦВМ и организовать достаточно простые многошаговые алгоритмы управления дальностью.

Наряду с рассмотренными алгоритмами управления, использующими функциональную зависимость дальности полета от перегрузки СА, представляют интерес алгоритмы управления дальностью, основанные на теории чувствительности автоматических систем [21, 40]. В связи с этим исследован адаптивный алгоритм управления дальностью полета СА, обеспечивающий выведение аппарата в ОВМ с заданными конечными параметрами.

В гл. 4 рассмотрены способы повышения точности посадки СА. Исследованы алгоритмы одно- и двухпараметрического управления, основанные на использовании радиолокационной станции (РЛС) и наземного вычислительного комплекса, а также радиомаяка с всенаправленным излучением, находящегося в точке посадки. Определен состав бортовой и наземной аппаратуры, способ формирования управляющих параметров, оценены возможности алгоритмов с точки зрения получения определенных параметров траектории в процессе спуска. Показано, что наиболее приемлемыми с точки зрения простоты бортового оборудования являются методы наведения СА в точку посадки по опорному направлению и методы самонаведения СА на маяк. Исследована устойчивость процесса самонаведения. Рассмотрена проблема радиосвязи СА с Землей при движении аппарата в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями.

Глава 5 посвящена анализу результатов моделирования траекторий на автономном и неавтономном участках спуска для рассмотренных в книге алгоритмов управления движением СА.

Рассмотренная в книге методология построения комбинированных СУС для управления движением СА в атмосфере Земли может быть использована и при анализе динамики движения СА при спуске в атмосферах других планет, таких как Марс, Венера, Юпитер.

Автор выражает признательность Г. А. Виноградовой за большую помощь в работе, академику В. П. Мишину, профессорам М. С. Константинову и Ю. Г. Сихарулидзе за ряд ценных замечаний при обсуждении рукописи, считает своим долгом поблагодарить Г. Н. Максимова и Л. П. Рошину за помощь в оформлении рукописи. Автор пользуется возможностью высказать свою признательность рецензенту доктору технических наук, профессору Н. М. Иванову, взявшему на себя труд по просмотру рукописи и сделавшему ряд ценных замечаний.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- m — масса спускаемого аппарата (СА)
 $m_{\text{ТЗП}}$ — масса теплозащитного покрытия
 K — аэродинамическое качество
 $K_{\text{эф}}$ — эффективное аэродинамическое качество
 α — угол атаки
 $\alpha_{\text{бал}}$ — балансирующий угол атаки
 α_* — минимально допустимый угол атаки
 γ — скоростной угол крена
 θ — угол наклона траектории к местному горизонту
 ε — угол упреждения
 q_m — ракурс маяка
 ψ — курсовой угол, центральный угол
 v — воздушная скорость
 V — инерциальная скорость
 $V_{\text{кр}}$ — круговая скорость
 $\frac{v}{V}$ — отношение воздушной скорости к круговой
 $\frac{V}{V}$ — отношение инерциальной скорости к круговой
 H — высота полета
 L — дальность полета по поверхности Земли
 l — дальность полета по траектории
 D — текущая дальность по линии визирования до точки посадки
 R_3 — средний радиус Земли
 ω_3 — угловая скорость вращения Земли
 g — ускорение силы тяжести
 g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности Земли
 r — текущее расстояние от центра масс Земли до центра масс СА
 ρ — плотность атмосферы
 β — логарифмический градиент плотности атмосферы
 c_x — коэффициент лобового сопротивления
 c_y — коэффициент подъемной силы
 c_n — коэффициент полной аэродинамической силы
 n — перегрузка
 n_x, n_y — составляющие перегрузки в скоростных осях координат
 S — характерная площадь
 P_x — приведенная нагрузка на мидель
 σ_x — баллистический коэффициент
 \dot{q} — тепловой поток
 Q — интегральное количество поглощенного тепла
 $J_{\text{эф}}$ — эффективная энтальпия теплозащитного покрытия
 Ψ — доза перегрузки

И н д е к с ы

- v_x — значения параметров движения СА в момент входа в атмосферу
 d — допустимые значения параметров движения СА
 p — расчетные значения параметров движения СА
 tr — потребные значения управляющих параметров

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ СПУСКА ПРИ ДВУХКАНАЛЬНОМ УПРАВЛЕНИИ

1.1. СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ ВХОДА КА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ. ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Существуют два способа спуска с орбиты спутника или межпланетной орбиты:

1) баллистический спуск, в процессе которого управление траекторией движения, перегрузками и точкой посадки не производится (имеется в виду КА с неизменяющейся конфигурацией);

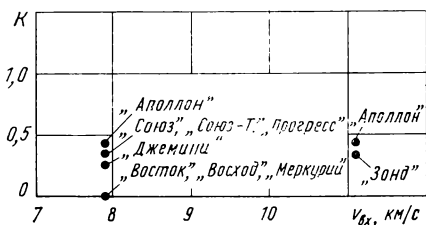
2) управляемый спуск, в процессе которого производится управление траекторией движения СА и дальностью полета путем регулирования аэродинамической подъемной силы.

На рис. 1.1 показаны приближенные значения гиперзвукового аэродинамического качества некоторых экспериментальных и штатных КА и скорости их входа в атмосферу Земли. Из рис. 1.1 видно, что в дальнейшем исследование проблемы спуска будет в основном развиваться в направлении анализа больших скоростей входа и в создании КА, обладающих достаточно большим аэродинамическим качеством. Диапазон скоростей от круговой до параболической будут иметь аппараты, совершающие полеты в пределах Земля — Луна. У КА, возвращающихся из полетов к планетам Солнечной системы, скорости входа в атмосферу Земли превышают параболическую.

Баллистический спуск в атмосфере, при котором после подачи тормозного импульса и схода с орбиты управление траекторией СА не производится, является самым простым с точки зрения технической реализации, однако разброс точек посадки относительно расчетной может достигать нескольких сотен километров в зависимости от разброса начальных параметров входа и параметров атмосферы. Усовершенствование техники входа в атмосферу будет заключаться в использовании КА, обладающих аэродинамическим качеством и позволяющих в процессе спуска осуществлять управление траекторией и дальностью спуска. При спуске с начальной

сверхорбитальной скоростью накладывается дополнительное ограничение на рикошетирующие аппараты из атмосферы. Вход КА со сверхорбитальной скоростью должен быть произведен в определенном входном коридоре по высоте или по углу входа. Ширина коридора определяется разностью высот условных перигеев верхней и нижней граничных траекторий спуска.

Использование подъемной силы КА в процессе спуска при двух-



1.1. Значения гиперзвукового аэродинамического качества для некоторых типов СА

канальном α — γ -управлении позволяет расширить входной коридор как по сравнению с баллистическим спуском, так и со случаем одноканального управления по углу крена и улучшить динамику движения аппарата в процессе полета. Наличие даже небольшой подъемной силы позволяет значительно снизить перегрузки. Так, при спуске с орбиты КА с аэродинамическим качеством порядка 0,5 и регулировании качества в процессе спуска максимальное значение перегрузки не превысит двух. Это позволит избежать необходимости специальной ориентации членов экипажа относительно направления действия перегрузки. Таким образом, перспективными СА являются аппараты, обладающие аэродинамическим качеством и располагающие системой управления спуском, основанной на управлении по углам атаки и крена. Схемы возможных вариантов спуска приведены на рис. 1.2.

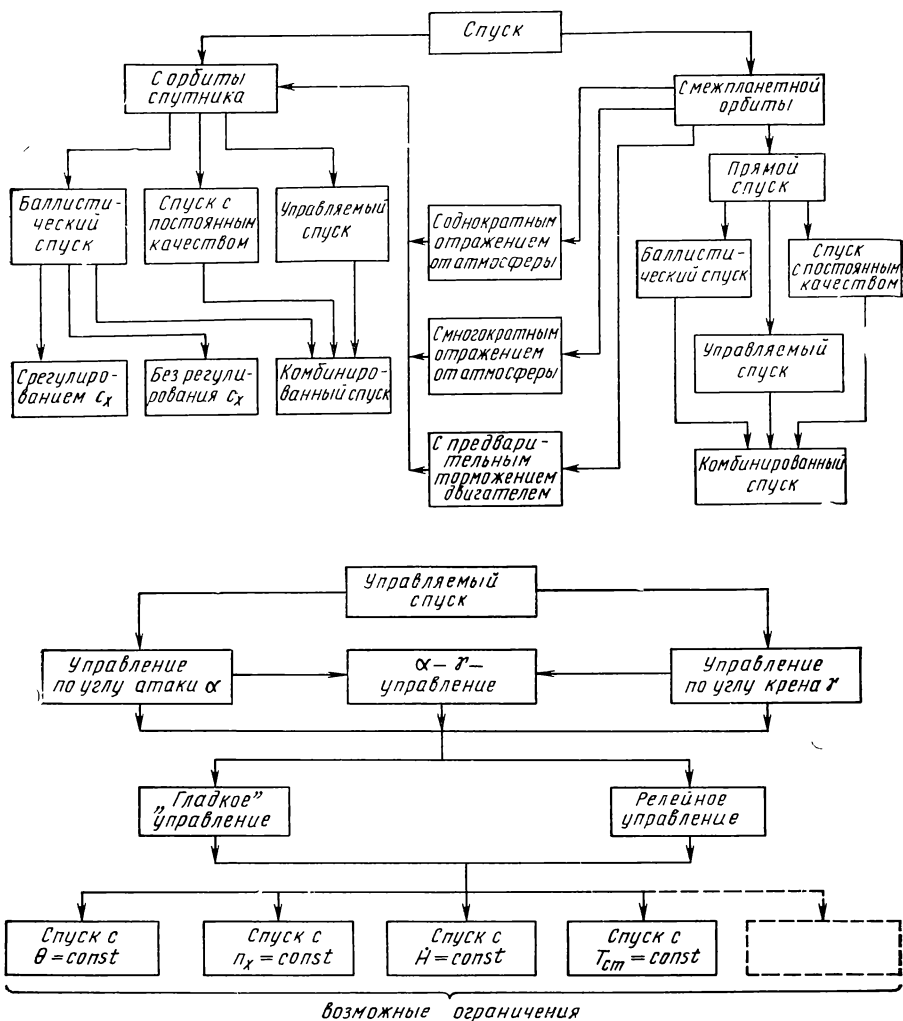
Как указывалось выше, в настоящее время практически во всех существующих системах используется управление СА на участке входа в атмосферу с помощью изменения угла крена аппарата, сбалансированного на некотором угле атаки, при котором он обеспечивает подъемной силой (γ -управление). Управление креном обеспечивает изменение эффективной (вертикальной) составляющей подъемной силы.

Теоретический и практический интерес представляет создание СА с системой управления, использующей изменение подъемной силы и силы лобового сопротивления аппарата посредством регулирования угла атаки и угла крена в процессе спуска (α — γ -управление). Рабочий участок изменения угла атаки должен охватывать как угол атаки, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству, так и угол атаки, при котором максимален коэффициент подъемной силы, причем эти значения углов атаки должны быть достаточно разнесены и первому должен соответствовать минимум коэффициента лобового сопротивления [1, 30]. Необходимость исследования и разработки подобного рода СУС вытекает из анализа преимуществ двухканальных систем управления по сравнению с одноканальными СУС, использующими управление только по углу крена.

Исходными данными для анализа таких систем являются следующие предпосылки:

1. Регулирование угла атаки СА с аэродинамическим качеством порядка 1 ... 1,5 позволяет расширить коридор входа в атмосферу в 1,5 ... 2 раза по сравнению со спуском с постоянным углом атаки [1, 17]. Это в значительной степени позволяет обойти те технические трудности, которые имеют место при рассмотрении спуска с гиперболическими скоростями входа, тем более, что при больших скоростях входа коридор становится предельно узким, что затрудняет безопасный спуск.

При гиперболических скоростях входа в атмосферу для расширения коридора входа необходимо использовать аэродинамические формы СА, имеющие большие значения c_y и c_x при больших углах атаки и малые значения c_y и c_x при малых углах атаки, т. е. СА



1.2. Схемы вариантов спуска

должен иметь конфигурацию самолетного типа с малым радиусом закругления носовой части [1].

2. Регулирование угла атаки в процессе спуска может облегчить задачу обеспечения статической и динамической устойчивости СА во всем диапазоне скоростей, включая участок полета с околозвуковой скоростью, а также обеспечить необходимые ограничения на параметры траектории к моменту раскрытия парашютной системы или на предпосадочном участке траектории.

3. Регулирование в процессе спуска угла атаки и угла крена позволяет производить более гибкое управление траекторией спус-

ка как на начальном участке погружения, так и на участке изопараметрического регулирования, причем имеется возможность контролировать тепловой режим аппарата в процессе спуска.

4. Совместное управление углом атаки и углом крена облегчает задачу одновременного управления продольной и боковой дальностью спуска.

Вместе с тем регулирование угла атаки может создавать ряд дополнительных трудностей чисто технического характера, накладывающих определенные требования на выбор формы, компоновки СА, формирование контура управления, выбор режимов полета и т. д.

Наиболее существенные из них следующие:

1. В ряде случаев (в зависимости от формы СА) изменение угла атаки вызывает уменьшение аэродинамического сопротивления, что приводит к уменьшению высоты полета и, тем самым, к возрастанию тепловых потоков, причем может оказаться необходимым теплозащитить большую часть поверхности аппарата.

2. Изменение угла атаки, по-видимому, целесообразно осуществлять путем регулирования центровки СА [46], так как использование аэродинамических органов управления связано с большими техническими трудностями с точки зрения необходимости их теплозащиты.

3. Если в процессе регулирования угла атаки окажется, что вектор полной аэродинамической силы меняется по отношению к связанным осям СА в широких пределах, то необходимо предусмотреть систему ориентации кресел экипажа для обеспечения оптимального воздействия перегрузки.

Таким образом, исследование двухканальных СУС, их сравнительный анализ с одноканальными системами, разработка алгоритмов управления с использованием α — γ -управления и их приборная реализация имеют большое теоретическое и практическое значение, тем более, что подобного рода СУС могут быть использованы как на космических аппаратах, входящих в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями, так и на орбитальных аппаратах, обладающих сравнительно высоким аэродинамическим качеством.

В настоящее время опубликовано незначительное количество работ, посвященных разработке СУС космических аппаратов, использующих управление по углу атаки и углу крена. В работе [1] получены аналитические зависимости для расчета ширины коридора входа при использовании α — γ -управления. В работах [3, 4, 33] исследованы алгоритмы управления для аппаратов, осуществляющих спуск с орбиты ИСЗ. В работе [46] предложены методы изменения центровки СА для осуществления управления по углу атаки в процессе спуска. Полученные научные результаты явно недостаточны для оценки преимуществ подобного рода СУС перед существующими, особенно при гиперболических скоростях входа.

В данной книге рассматривается прямой вход космического аппарата в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями. Алгоритмы управления спуском основаны на использовании одно- и

двухканальных СУС. Проводится анализ коридоров входа СА в атмосферу при использовании двухканальных систем. На основном участке торможения применяются автономные алгоритмы управления движением СА, а после захвата СА маяка, находящегося в районе точки посадки,— неавтономные алгоритмы наведения СА в точку посадки. Проводится моделирование траекторий спуска при наличии различного рода ограничений и возмущающих факторов. В качестве объекта моделирования выбирался СА в форме полуконуса с плоской верхней частью и сферическим притуплением массой $m_0 = 8860$ кг и характерной площадью $S = 23,2$ м².

В качестве расчетной скорости входа выбиралась скорость 16 км/с. Уравнения движения, исходные данные для расчетов и анализ результатов моделирования траекторий управляемого движения СА приведены в гл. 5 настоящей книги.

1.2. КОРИДОР ВХОДА СА В АТМОСФЕРУ ПРИ α — γ -УПРАВЛЕНИИ

Под шириной коридора входа для межпланетных КА при спуске в атмосферу Земли понимается диапазон высот условного перигея H_π или углов входа $\theta_{вх}$ на высоте условной границы атмосферы $H_{вх}$, в котором возможен безопасный спуск КА. Верхняя граница коридора $H_{пв}$ определяется максимальной высотой условного перигея траектории возвращения, при входе по которой обеспечивается захват КА атмосферой Земли. Нижняя граница $H_{пн}$ определяется, как правило, допустимыми перегрузками в процессе спуска, максимальной величиной температуры конструкции или глубиной погружения аппарата в атмосферу. Высота условного перигея и угол входа для определенной скорости входа $V_{вх}$ однозначно связаны друг с другом. Ширина коридора входа определяется соотношением $\Delta H_\pi = H_{пв} - H_{пн}$. Придерживаясь терминологии работы [35], будем различать следующие характерные типы коридоров входа.

Подлетный коридор входа, определяемый точностью работы систем навигации и коррекции на подлетном участке траектории, что позволяет сформулировать требования к проектно-баллистическим характеристикам СА.

Теоретический коридор входа, определяемый максимальным значением располагаемого аэродинамического качества аппарата K_{\max} . Верхняя граница такого коридора соответствует полету СА с $-K_{\max}$, а нижняя с $+K_{\max}$.

Предельный коридор входа, соответствующий выбранной системе управления СА при идеальной ее работе и отсутствии внешних возмущений, действующих на СА в процессе спуска. Для СА с малым значением располагаемого аэродинамического качества и скоростях входа, близких к параболической, предельный коридор входа совпадает с теоретическим.

Рабочий коридор входа, соответствующий реальной работе системы управления при учете всех ограничений и наличии возму-

шающих факторов, действующих на СА в полете. Рабочий коридор входа составляет часть предельного коридора.

Указанные коридоры входа в зависимости от располагаемого качества аппарата при различных значениях максимально допустимой перегрузки приведены в работе [35].

Современная космическая техника для осуществления спуска в плотных слоях атмосферы с последующей посадкой в заранее заданный район поверхности планеты располагает аппаратами баллистического спуска, аппаратами, обладающими малым (до 0,3 ... 0,4) аэродинамическим качеством, и аппаратами со сравнительно высоким (до 2,0) гиперзвуковым аэродинамическим качеством.

В полетах с экипажем используются такие аппараты, которые в диапазоне от первой до второй космической скорости позволяют реализовать траектории спуска на Землю с небольшими максимальными перегрузками (от 3 до 8 ед.) и имеют возможность управления дальностью полета.

Перспектива космических исследований предполагает в будущем организацию экспедиций к планетам Солнечной системы, в первую очередь, к планете Марс. Предшествующие этим экспедициям исследования планет с помощью автоматических аппаратов проводятся в настоящее время.

Разработку технического решения задач посадки на Землю при возвращении от планет Солнечной системы следует считать одной из важных и актуальных перспективных работ. Как уже указывалось выше, возвращение из полета к Марсу характерно скоростью входа, существенно превышающей вторую космическую. В зависимости от вида траектории возвращения скорость входа может составлять от 12 до 13 км/с (продолжительность экспедиции около трех лет), а в некоторых случаях превышать 18 км/с (при продолжительности экспедиции около двух лет) [44].

Так как в этих экспедициях, по-видимому, будут применены двигатели, использующие ядерную энергию, то можно рассчитывать на уменьшение указанных величин скоростей входа (например, до второй космической) посредством торможения возвращающегося корабля с помощью этих двигателей, однако при ожидаемых характеристиках этих двигателей использование их неизбежно приведет к существенному увеличению длительности полета при возвращении. Поэтому вход в атмосферу без предварительного торможения (или с небольшим торможением), после которого скорость входа остается порядка 16 ... 17 км/с, представляет практический интерес.

Имеющиеся расчетные материалы [1, 35] показывают, что аппараты типа «Союз» ($K \approx 0,3$) могут иметь в зависимости от скорости входа максимальные величины теоретического коридора входа ΔH_{π} при максимальной перегрузке 6 и 8 ед., указанные в табл. 1.1.

Величина коридора $\Delta H_{\pi} = 20$ км может считаться достаточной для скорости входа 11 км/с и более, так как она уверенно обеспечивается средствами прогнозирования с учетом возмущений на внеатмосферном участке траектории возвращения.

Таблица 1.1

n_{\max}	$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$			
	11	13	15	17
6	34	22	0	0
8	44(20)*	28	17	0

Таблица 1.2

n_{\max}	$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$		
	13	15	17
6	0,28	0,7	1,6
8	0,25	0,45	0,9

Условие обеспечения коридора входа $\Delta H_{\pi} = 20$ км требует значений аэродинамического качества в зависимости от скорости входа согласно табл. 1.2.

Приведенные в табл. 1.1 и 1.2 данные имеют место при управлении только углом крена аппарата и предполагают вход на верхней границе коридора с $K = -K_{\max}$ ($\gamma = 180^\circ$), а на нижней с $K = +K_{\max}$ ($\gamma = 0^\circ$). При этом не учитывается влияние отклонений параметров атмосферы на высотах более 50 км, погрешностей процесса управления и т. д.

Из рассмотрения приведенных данных следует, что для обеспечения возвращения экипажей космических кораблей при $V_{\text{вх}} = 13$ км/с необходимы спускаемые аппараты, обладающие большим аэродинамическим качеством, нежели аппараты типа «Союз» и «Аполлон». Из данных табл. 1.2 следует также, что при скорости входа более 16,5 ... 17 км/с даже аппараты, обладающие аэродинамическим качеством $K = 1 \dots 1,5$ при управлении только углом крена не смогут обеспечить спуск с $n_{\max} \leq 6$ в кодирode входа $\Delta H_{\pi} \approx 20$ км.

Как показывают результаты ряда отечественных и зарубежных исследований [1, 26, 30, 47, 54, 55], надежное решение задачи спуска в этих случаях достигается путем управления, использующего изменение угла атаки аппарата. При таком управлении вход в атмосферу осуществляется следующим образом.

При движении вдоль нижней границы коридора вначале выдерживается максимальное положительное значение коэффициента подъемной силы ($c_y = c_{y \max}$), а затем, после достижения максимально допустимой перегрузки ($n = n_{\max} = n_d$), угол атаки изменяется таким образом, чтобы перегрузка сохраняла постоянное значение вплоть до достижения точки, в которой $c_y = 0$ и $c_x = c_{x \min}$. При движении вдоль верхней границы необходимо выдерживать постоянный угол атаки, соответствующий максимальному отрицательному коэффициенту подъемной силы. В этом случае приближенная формула для определения ширины коридора входа примет вид [1]:

$$\Delta H_{\pi} \frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \left(\frac{n_{\max} c_{y \max}}{(\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1) \sqrt{c_x^2(\alpha_*) + c_y^2(\alpha_*)}} \right) + \frac{\bar{n}_{\max}}{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \times \right.$$

* $\Delta H_{\pi} = 20$ км — эксплуатационная величина коридора при $V_{\text{вх}} = 11$ км/с, в которой обеспечивается управляемый полет на дальности L_{π} до 9000 км и дублирование управляемого спуска баллистическим.

$$\times \left(\frac{c_y(\alpha_*)}{\sqrt{c_x^2(\alpha_*) + c_y^2(\alpha_*)}} + \int_{c_y(\alpha_*)}^{c_y^{\max}} \frac{dc_y}{\sqrt{c_x^2 + c_y^2}} \right) \Bigg],$$

Формула дает приближенную оценку ширины коридора входа, заниженную в среднем на 20%.

Для получения более точного значения ширины коридора необходимо численно интегрировать уравнения движения СА при выбранном алгоритме управления углом атаки.

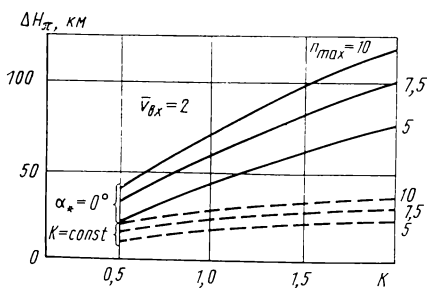
При значениях аэродинамического качества, меньших 0,5, регулирование угла атаки не позволяет получить заметного увеличения ширины коридора входа.

Следует отметить, что описанный способ регулирования угла атаки α вблизи нижней границы коридора имеет недостаток: максимальная перегрузка реализуется путем уменьшения коэффициента $c_R = \sqrt{c_x^2 + c_y^2}$, при этом аппарат выходит на меньшие высоты, что приводит к увеличению тепловых потоков в процессе спуска.

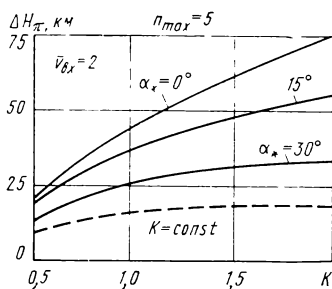
Эффект регулирования угла атаки приведен на рис. 1.3 и 1.4.

Наиболее эффективным и гибким, на наш взгляд, является сочетание управления углами атаки и крена, причем управление углом атаки и α - γ -управление наиболее целесообразны при использовании соответствующей ветви поляры аппарата. Возможности управления углом атаки для нескольких типов СА иллюстрируются табл. 1.3, в которой приведены величины коридоров входа при таком управлении ($n_{\max}=6$)*.

Из сравнения данных табл. 1.1, 1.2 и 1.3 следует, что использование управления углом атаки (а также комбинированного) эффективно для аппаратов типа полуконус и малоэффективно для аппаратов типа «Союз», «Аполлон» и диск. Очевидно, свойства по-



1.3. Зависимость ширины коридора входа от максимального аэродинамического качества и максимальной перегрузки



1.4. Зависимость ширины коридора входа от максимального аэродинамического качества СА и минимально допустимого угла атаки (α_*)

* Величина $n_{\max}=6$ может считаться приемлемой при воздействии на экипаж во время спуска.

Таблица 1.3

Тип СА	$V_{вх}$, км/с		
	13	15	17
«Союз» ($K \approx 0,3$)	26	0	0
«Аполлон» ($K \approx 0,4$)	33	16	0
Диск ($K \approx 0,8$)	43	28	19
Полуконус ($K \approx 1,0$)	55	38	24

ляры аппарата типа полуконус могут быть обеспечены также в гипотетической схеме аппарата, представляющего собой продолговатый конус, снабженный крылом. Крылатые аппараты позволяют получить величину аэродинамического качества порядка 2 ... 3 при гиперзвуковых скоростях. Однако при больших скоростях входа и условии ограничения

максимальной перегрузки увеличение значения K более 1,2 ... 1,5 при гиперзвуковых скоростях имеет смысл только для осуществления бокового маневра, а эта задача применительно к траекториям со второй космической и большими скоростями входа может быть проще решена с помощью комбинированного аэрогазодинамического маневра [3, 35].

Кроме того, при больших скоростях входа для крылатых аппаратов существенно возрастают трудности обеспечения защиты конструкции от аэродинамического нагрева при спуске в атмосфере. Поэтому крылатые аппараты в обозримом будущем вряд ли могут рассматриваться как реально осуществимое средство спуска при больших скоростях входа.

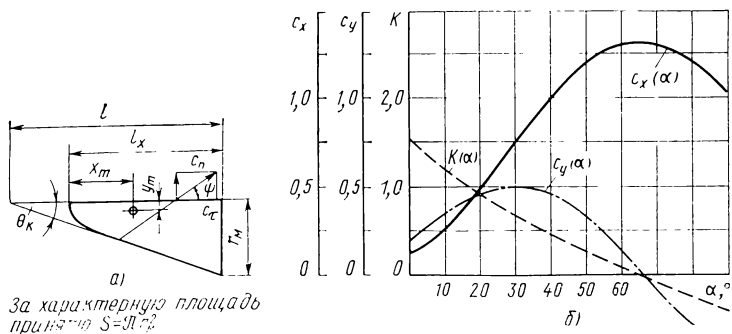
Наиболее реальным и перспективным для скоростей входа, превышающих вторую космическую скорость, следует считать использование бескрылых аппаратов, имеющих поляр, аналогичную поляр аппарата типа полуконус, благоприятную в указанном выше смысле для организации управления углом атаки и углом крена. Такие аппараты, аналогично аппаратам типа «Союз» и «Аполлон», удобны для сочленения с современными типами носителей, схемами аварийного спасения и обладают преемственностью по отношению к этим аппаратам в смысле принципов управления, компоновки, оснащения и теплозащиты.

Для определения влияния управляющих параметров на ширину коридора входа была проведена серия расчетов на ЭВМ.

В качестве рассматриваемого СА был выбран полуконус с плоской верхней частью (масса аппарата $m_0 = 8860$ кг, характерная площадь $S = 23,2$ м²). Аэродинамические характеристики СА приведены на рис. 1.5.

Оценим, насколько расширяется коридор входа в атмосферу Земли такого аппарата при использовании управления углом атаки и углом крена по сравнению со случаем управления только углом крена.

Для обеспечения затененности верхней плоской части СА будем считать, что балансирующий угол атаки $\alpha_{бал}$ может лежать в диапазоне от максимального значения α ($c_{y\max}$) = 30° до минимально-



1.5. Эскиз СА (круговой полукуноус со сферическим притуплением) (а) и зависимость аэродинамических характеристик СА от угла атаки (б)

го значения $\alpha_* = 7^\circ$. Для обеспечения запаса на управление значения c_y были уменьшены на 10% при неизменных значениях c_x .

На основании работы [1] по приближенным формулам оценим эффект регулирования угла атаки с точки зрения расширения коридора входа:

$$\frac{\Delta H_\pi(\alpha - \text{var})}{\Delta H_\pi(\alpha - \text{const})} = \frac{\frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \frac{n_{\max}}{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \frac{c_y(\alpha_0)}{c_R(\alpha_*)} + \frac{n_{\max}}{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \left(\frac{c_y}{c_R}(\alpha_*) + \int_{c_y(\alpha_*)}^{c_y(\alpha_0)} \frac{dc_y}{c_R} \right) \right]}{\frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \frac{n_{\max}}{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \frac{K}{\sqrt{1+K^2}} + \frac{n_{\max}}{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \frac{K}{\sqrt{1+K^2}} \right]} \quad (1.2.1)$$

Начальный угол атаки α_0 близок к углу атаки, соответствующему $c_{y\max}$, а минимально допустимый угол атаки α_* соответствует $c_{R\min}$. При спуске с постоянным углом атаки (α_0 , α_* или некоторым промежуточным значением) нижняя граница коридора определяется из условия получения максимума перегрузки, не превышающего допустимого значения, и дальнейшего поддержания перегрузки с помощью изменения угла крена. Верхняя граница определяется условием захвата аппарата атмосферой при полете с углом крена $\gamma = 180^\circ$.

При спуске с переменным углом атаки ширина коридора входа может быть значительно увеличена за счет уменьшения высоты нижней границы вследствие возможности осуществления изоперегрузочного режима полета путем изменения угла атаки СА. Чем больше возможный диапазон регулирования α , тем больше расширяется коридор входа.

Рассмотрим два варианта: $\alpha_* = 7^\circ$ и $\alpha_* = 0^\circ$. Для обоих вариантов $\alpha_0 = \alpha(c_{y\max}) = 30^\circ$. Принимая в качестве предельно допустимой перегрузки $n_{\max} = 6$ (табл. 1.4), получим (при $1/\beta = 7,17$ км) на ос-

новании формулы (1.2.1) следующие приближенные значения для ширины коридора входа:

Таблица 1.4

ΔH_{π} , км	$V_{вх}$, км/с	
	13	16
$\Delta H_{\pi} (\alpha_0 = 7^\circ)$	33	20,4
$\Delta H_{\pi} (\alpha_0 = 30^\circ)$	23,7	14
$\Delta H_{\pi} (\alpha = 30^\circ \rightarrow 7^\circ)$	45	28,6
$\Delta H_{\pi} (\alpha = 30^\circ \rightarrow 0^\circ)$	57,1	36,7
$\Delta H_{\pi} (\alpha = 30^\circ \rightarrow 7^\circ)$	1,37	1,40
$\Delta H_{\pi} (\alpha_0 = 7^\circ)$		
$\Delta H_{\pi} (\alpha = 30^\circ \rightarrow 0^\circ)$	1,73	1,80
$\Delta H_{\pi} (\alpha_0 = 7^\circ)$		

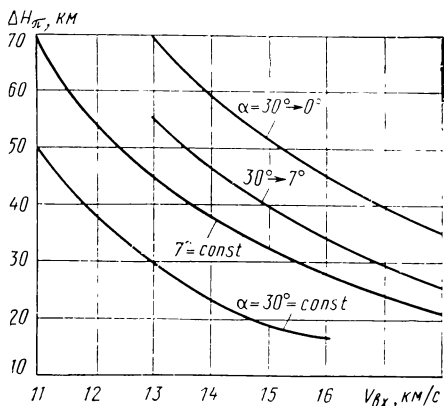
Учитывая, что формула дает несколько заниженное значение выигрыша в ширине коридора за счет регулирования угла атаки (особенно при больших $n_{\max}/(\bar{V}_{вх}^2 - 1)$), можно предположить, что коридор входа расширяется на 40 ... 50% при регулировании угла атаки в пределах от 30 до 7° и на 80 ... 100% при регулировании угла атаки от 30 до 0°. Более значительного расширения коридора входа можно достичь при регулировании угла атаки в пределах от 30° до $\alpha(c_{R \min})$, причем для данного аппарата $\alpha(c_{R \min}) < 0$.

В связи с тем, что ширина коридора входа СА является очень важной характеристикой космического комплекса и в связи с необходимостью более точного определения ширины коридора входа при регулировании угла атаки были проведены расчеты на ЭВМ граничных траекторий спуска при различных значениях начального угла атаки.

При расчетах в качестве нижней границы принималась такая минимальная высота условного перигея $H_{\text{пн}}$, при которой на траектории входа с $\gamma = 0^\circ$ величина суммарной перегрузки не превосходит допустимого значения $n_d = 6$. На траекторию, соответствующую верхней границе коридора с высотой $H_{\text{пв}}$ и с $\gamma = 180^\circ$, накладывалось следующее требование: в момент достижения осевой перегрузкой значения, обеспечивающего захват СА атмосферой, угол наклона траектории θ достигает по модулю первого минимума и близок по величине к нулю, что делает возможным непрерывный переход на заданный режим полета (например, изоперегрузочный с управлением по углу крена). Как показали расчеты, при входе СА в атмосферу с различными значениями углов атаки $\alpha = \text{const}$

(при постоянном аэродинамическом качестве) наименьшая высота нижней границы может быть получена при $\alpha_0 = \alpha_{\min} = 7^\circ$, а наибольшая высота верхней границы — при $\alpha_0 = \alpha(c_{y \max}) = 30^\circ$, при этом максимальный коридор составит при $V_{\text{вх}} = 13$ км/с $\Delta H_{\pi} = 45,4$ км, при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с $\Delta H_{\pi} = 28,1$ км и при $V_{\text{вх}} = 18$ км/с $\Delta H_{\pi} = 21,7$ км.

Если на верхней границе в известной мере исчерпаны возможности для обеспечения условий захвата, то нижняя граница представляет определенный резерв в смысле расширения коридора, так как ее высота может быть существенно уменьшена, что обуславливается выбором оптимальной программы изменения угла атаки на начальном участке входа. В момент входа угол атаки $\alpha_0 = \alpha(c_{y \max}) = 30^\circ$ и поддерживается постоянным вплоть до момента достижения перегрузкой допустимого значения ($n = n_d$), после чего угол атаки уменьшается до α_{\min} для поддержания перегрузки СА на допустимом уровне $n = n_d = \text{const}$. Такой алгоритм входа позволяет сместить нижнюю границу по сравнению с ее положением при $\alpha = 7^\circ = \text{const}$ на 11 км ($V_{\text{вх}} = 13$ км/с), на 6 км ($V_{\text{вх}} = 16$ км/с) и на 4,2 км ($V_{\text{вх}} = 18$ км/с). На столько же соответственно расширяется коридор входа, если принять в качестве верхней границы $H_{\pi \text{в}}$, определенную при $\alpha_0 = 30^\circ = \text{const}$. Результаты расчетов на ЭВМ приведены в табл. 1,5 и 1,6, по данным которых построен график $\Delta H_{\pi}(V_{\text{вх}})$ (рис. 1,6).



1.6. Зависимость ширины коридора входа от скорости входа

Таблица 1.5

Значение коридоров входа, км	$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$	$\alpha_0 = \text{const, градус}$					
		7	10	15	22	25	30
$H_{\pi \text{в}} (\gamma = 180^\circ)$	13	68,7	69,7	70,7	71,9	72,2	72,4
$H_{\pi \text{н}} (\gamma = 0^\circ)$		27,0	30,0	34,0	39,0	41,0	43,0
ΔH_{π}		41,7	39,7	36,7	32,9	31,2	29,4
$H_{\pi \text{в}}$	16	67,4	68,5	69,5	70,7	71,0	71,1
$H_{\pi \text{н}}$		43,0	45,0	48,0	52,0	53,0	55,0
ΔH_{π}		24,4	23,5	21,5	18,7	18,0	16,1

В табл. 1.7 и 1.8 приведены зависимости верхней и нижней границ коридора входа от скорости входа, относительной величины

приведенной нагрузки на мидель $\bar{P}_x \left(\bar{P}_x = \frac{15000 \text{ Н/м}^2}{P_x} \right)$ и эффективного аэродинамического качества СА.

Т а б л и ц а 1.6

$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$	13		16		18	
$H_{\pi\text{в}} (\gamma=180^\circ; \alpha_0=30^\circ=\text{const}), \text{ км}$	72,4		71,1		70,7	
Вариант закона $\alpha(t)$	$H_{\pi\text{н}}, \text{ км}$	$\Delta H_{\pi}, \text{ км}$	$H_{\pi\text{н}}, \text{ км}$	$\Delta H_{\pi}, \text{ км}$	$H_{\pi\text{н}}, \text{ км}$	$\Delta H_{\pi}, \text{ км}$
$\alpha_0=30^\circ=\text{const}$ $\alpha_0=7^\circ=\text{const}$	43,0 27,0	29,4 45,4	55,0 43,0	16,1 28,1	— 49,0	— 21,7
$\alpha_0=30^\circ$ при $t_{\text{вх}} \leq t < t$ ($n=6$) $\alpha=30^\circ \rightarrow 7^\circ$ (при $n=6=\text{const}$)	16,0	56,4	37,0	34,1	44,8	25,9
$\alpha_0=30^\circ$ при $t_{\text{вх}} \leq t < t$ ($n=6$) $\alpha=30^\circ \rightarrow 0^\circ$ (при $n=6=\text{const}$)	1,0	71,4	27,0	44,1	36,0	34,7

П р и м е ч а н и е. Значения коридора входа ΔH_{π} в табл. 1.6 вычислены как разности между условным перигеем $H_{\pi\text{вmax}}$, соответствующем верхней границе при $\alpha_0=30^\circ=\text{const}$; $\gamma=180^\circ$ и положением нижней границы при $\gamma=0^\circ$ и соответствующем законе $\alpha(t)$.

Т а б л и ц а 1.7

Верхняя граница

$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$	P_x						
	$c_x=0,255; K_{\text{эф}}=-1,0$				$c_x=0,730; K_{\text{эф}}=-0,6$		
	0,783	0,900	2,0	3,0	1,0	2,0	2,54
11	68,0	69,1	74,8	77,5	66,2	71,4	73,1
13	66,3	68,7	73,2	76,0	64,4	69,7	71,4
16	65,0	67,4	72,0	74,8	63,0	68,4	70,1
18	64,5	65,6	71,6	74,4	62,4	67,9	69,7
20	64,2	65,3	71,3	74,1	62,1	67,5	69,3

Нижняя граница

$V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$	P_x						
	$c_x=0,225; K_{\text{эф}}=+1,0$				$c_x=0,730; K_{\text{эф}}=+0,6$		
	0,783	0,900	2,0	3,0	1,0	2,0	2,54
11	6,0	7,0	13	18	15	20	22
13	26	27	36	41	34	40	42
16	42	43	51	55	45	52	54
18	48	49	56	60	50	57	59
20	52	53	60	63	54	60	62

1.3. ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ СПУСКА ПРИ α - γ -УПРАВЛЕНИИ

Вопросам оптимизации траекторий спуска посвящено достаточно большое количество работ отечественных и зарубежных авторов. Из наиболее существенных, на наш взгляд, следует отметить работы [14, 16, 26, 30, 43, 54, 56, 68]. В них получены зависимости, которые могут служить основой для формирования реальных алгоритмов систем управления спуском. В данном разделе рассматриваются новые подходы и анализируются уже полученные результаты с точки зрения их использования для формирования рациональных алгоритмов управления спуском при гиперболических скоростях входа СА в атмосферу Земли.

1.3.1. Критерии оптимизации и ограничения

Основными проблемами, с которыми приходится сталкиваться на практике при выборе траектории движения СА, является интенсивный аэродинамический нагрев поверхности аппарата в процессе спуска и необходимость обеспечения приемлемых перегрузочных режимов, особенно при спуске аппарата с экипажем. Одновременно необходимо рассматривать и вопросы точности посадки. Тепловая проблема спуска является наиболее существенной, особенно при спуске на планету, обладающую достаточно плотной атмосферой (Земля, Венера, Юпитер и т. д.). Задача минимизации массы конструкции СА и его системы теплозащиты тесным образом связана с этой проблемой.

При спуске аппарата с аэродинамическим качеством удельные тепловые потоки меньше, чем при баллистическом спуске. Поэтому можно ожидать, что в этом случае унос теплозащитного покрытия (при спуске с орбиты ИСЗ) будет незначительным, а в дальнейшем, при улучшении качеств жаростойких материалов, его вообще можно будет свести к нулю. При заданной температуре на внутренней стенке толщина теплозащитного покрытия прямо пропорциональна времени спуска, т. е. потребная масса теплозащиты СА заданной формы с уменьшением времени спуска будет уменьшаться. Нетрудно показать, что с уменьшением времени спуска уменьшается и интегральное количество поглощенного тепла Q . С другой стороны, уменьшение времени спуска при α - γ -управлении приводит к уменьшению затрат рабочего тела на управление и стабилизацию аппарата. Таким образом, для определенного класса планирующих траекторий спуска минимизация времени спуска может оказаться физически оправданным критерием оптимальности. Особенно это важно при гиперболических скоростях входа в атмосферу.

Для более широкого класса траекторий спуска необходимо учитывать не только интегральное количество поглощенного тепла и ставить в однозначное соответствие эту величину с толщиной теплозащитного покрытия δ , но и учитывать степень нарастания тепловых потоков по времени. Действительно, можно представить себе две траектории спуска, имеющие равные значения интегрального

тепла, но отличающиеся характером распределения тепловых потоков по времени. В этом случае для траектории со сдвинутым по времени максимумом теплового потока \dot{q} толщина теплозащитного покрытия может оказаться меньшей. Иными словами, при решении задачи на минимум толщины теплозащитного покрытия к основным уравнениям, описывающим движение СА, необходимо добавить уравнение для δ , величина которой является в общем случае функцией параметров движения аппарата, теплового потока, температуры наружной стенки T_w и эффективной энтальпии теплозащитного покрытия $J_{эф}$.

Иногда при рассмотрении бокового движения СА ставится задача получения максимального бокового отклонения, что приводит к необходимости определения законов изменения угла атаки и угла крена СА, обеспечивающих это максимальное отклонение. Одной из возможных траекторий спуска при входе со скоростью, превышающей вторую космическую, является траектория с двукратным прохождением атмосферы. В этом случае критерием оптимальности может быть минимизация максимальной перегрузки в процессе первого погружения. Аналогичный критерий оптимальности может рассматриваться и при прямом спуске, однако в этом случае задача несколько усложняется, если максимум перегрузки вдоль траектории не является единственным. Задача ставится следующим образом: найти закон изменения аэродинамического качества аппарата с учетом ограничения $K_{\min} \leq K \leq K_{\max}$, чтобы перевести СА из некоторого начального состояния в заданное конечное состояние таким образом, чтобы максимальная величина перегрузки $n_{\Sigma \max}$ на траектории была минимальна при наличии ограничений на фазовые координаты аппарата или параметры движения.

Выбор формы траектории и режима снижения СА в большой степени зависит от максимально допустимой перегрузки. При выборе приемлемых траекторий спуска использовать в качестве критерия «комфортности» траектории величину максимальной перегрузки недостаточно. Степень воздействия перегрузки на космонавта зависит не только от величины перегрузки, но и от интенсивности нарастания перегрузки, времени ее действия, направления вектора полной перегрузки относительно тела космонавта, частоты ее изменения, длительности пребывания космонавта в условиях невесомости и ряда других факторов. В связи с тем, что направление действия перегрузки меняется при изменении ориентации аппарата относительно вектора набегающего потока, необходимо предусматривать возможность изменения ориентации кресла космонавта. Однако в ряде случаев удается выбрать рациональную ориентацию кресла в стационарном положении. Так, для СА типа полуконус с плоской верхней частью при изменении угла атаки в пределах от 0 до 30° угол между продольной осью СА и вектором полной перегрузки изменяется в пределах $\sim 10^\circ$, что позволяет при неподвижном кресле обеспечить близкое к оптимальному положение космонавта. На рис. 1.7 приведены экспериментальные графики зависимости времени (T) переносимости перегрузки от величины полной

перегрузки и ее направления φ по отношению к продольной оси человеческого тела [5].

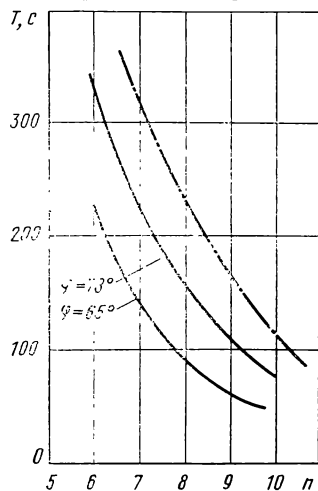
Величина $\Psi = \int_{t_0}^{t_k} \frac{dt}{T(n)}$ называется дозой перегрузки. Считается,

что при $\Psi \leq 1$ траектория спуска «комфортна», так как указанное выше ограничение по перегрузке будет выполняться в каждой точке траектории спуска.

Как уже указывалось выше, при рассмотрении траекторий движения СА наряду с вопросами тепловой защиты аппарата и обеспечения приемлемых перегрузочных режимов в процессе спуска большое значение имеют вопросы точности посадки. В связи с этим одним из критериев оптимальности траектории может быть минимум среднеквадратичного отклонения точек посадки от его номинального значения с учетом ограничений, накладываемых на параметры траектории и проектные параметры аппарата.

Одним из возможных способов значительного увеличения точности посадки СА (см. гл. 4) является использование самонаведения СА на конечном участке спуска на маяк, находящийся в районе точки посадки. При использовании в качестве метода самонаведения пропорционального сближения путем соответствующего выбора коэффициента пропорциональности, связывающего угол наклона траектории с угловой скоростью линии визирования маяка, удастся сформировать траекторию на конечном участке, удовлетворяющую требованиям к точности посадки и к параметрам траектории в процессе спуска.

В последнее время наметилась тенденция в использовании вариационных методов не только для оптимизации режимов движения аппаратов, но и в поиске оптимальных проектных решений, включающих определение оптимальных конструктивных параметров, режимов движения и прочностных характеристик ЛА [22, 45, 53]. Практика проектирования СА показывает, что для успешного проектирования СА необходимо учитывать тесную связь вопросов аэродинамики СА, баллистики, устойчивости и управляемости, теплозащиты, прочности конструкции, учитывать проектно-стоимостные зависимости, т. е. рассматривать СА в качестве сложной системы, характеризующейся большим числом параметров и функциональной связью отдельных ее элементов.



1.7. Зависимость времени переносимости перегрузки от ее величины и направления:

— номинальные уровни переносимости перегрузки;
 -.-.- предельный уровень переносимости перегрузки

Изложенные в работе [45] вариационные методы проектирования применительно к многоступенчатым БРДД и КА могут быть при соответствующей модификации использованы и при проектировании СА.

Выбор оптимальной траектории движения СА или оптимального проектного решения, как правило, производится с учетом различного рода ограничений. В качестве ограничений чаще всего рассматриваются ограничения на управляющие параметры, на максимальную перегрузку n_{\max} или на дозу перегрузки Ψ_k , на максимальную температуру поверхности аппарата $T_{w \max}$, особенно в случае, когда теплозащита СА выполнена из несублимирующих материалов.

Естественно, что, кроме указанных ограничений, возможны различного рода ограничения, связанные с конструктивными особенностями СА, его аэродинамикой, особенностями системы управления. Необходимо отметить, что решение вариационной задачи по выбору оптимальной траектории СА с учетом ограничений в некоторых случаях довольно сложно, однако математический аппарат решения подобного рода задач разработан достаточно подробно [26, 28, 30, 54, 69 и др.].

1.3.2. Максимизация ширины коридора входа СА в атмосферу

Допустимые углы входа СА в атмосферу ограничены некоторыми пределами, которые определяют коридор входа. В целях уменьшения требований к системе припланетной навигации и коррекции необходимо иметь максимально широкий коридор входа. При определении границ коридора часто рассматривают траектории с неизменной подъемной силой или задают некоторые программы управления, выбираемые на основе общих физических соображений.

Представляется целесообразным рассмотреть задачу об отыскании программы управления углом атаки СА, обеспечивающей максимальный угол входа в атмосферу при заданном значении максимально допустимой перегрузки (в данном частном случае угол входа будем считать положительным). С точки зрения практической реализации представляют интерес управления в виде кусочно-непрерывных функций.

Закон изменения угла атаки, при котором угол входа является максимальным для заданного значения допустимой перегрузки и отсутствии ограничения на дальность спуска, будем называть оптимальным. Предполагается, что для всех значений допустимой перегрузки существуют предельные траектории, соответствующие нижней границе коридора входа, т. е. предполагается существование кусочно-непрерывного оптимального управления, которое представляет собой закон изменения управляющего параметра при движении по граничной траектории.

При полете с постоянным аэродинамическим качеством, а также с некоторым ступенчатым или непрерывным изменением величины подъемной силы значение первого максимума перегрузки при увеличении угла входа вблизи нижней границы возрастает [49, 51]. В этом случае задачи максимизации угла входа при заданном значении допустимой перегрузки и минимизации первого максимума перегрузки при заданном значении угла входа являются взаимными, что позволяет упростить процедуру отыскания оптимального управления.

Уравнения движения СА в плоскости тангажа при спуске в атмосфере сферической невращающейся планеты запишем следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{V}}{d\bar{l}} = -c_x \bar{\rho} \bar{V} + \frac{\sin \theta}{\bar{V}}; \\ \frac{d\theta}{d\bar{l}} = -c_y \bar{\rho} + \left(\frac{1}{\bar{V}^2} - 1 \right) \cos \theta; \\ \frac{d\bar{\rho}}{d\bar{l}} = \bar{\beta} \bar{\rho} \sin \theta, \end{cases} \quad (1.3.1)$$

где \bar{d} — безразмерная инерциальная скорость СА; $\bar{l} = \frac{l}{R_3}$ — безразмерная дальность полета СА по траектории; $\bar{\rho} = \rho \frac{SR_3}{2m}$ — безразмерная плотность атмосферы; $\bar{\beta} = \beta R_3$ — безразмерный масштаб высоты.

Рассмотрим интервал $[\bar{l}_1, \bar{l}_2]$, где \bar{l}_1 соответствует точке входа, в которой

$$\bar{\rho}_1 = \bar{\rho}_{\text{вх}}. \quad (1.3.2)$$

Точку \bar{l}_2 будем определять двумя условиями:

$$n[\alpha(\bar{l}_2), \bar{l}_2] = \max_{\bar{l}_1 \leq \bar{l} \leq \bar{l}_2} n, \quad (1.3.3)$$

$$n[\alpha(\bar{l}_2), \bar{l}_2 + \Delta\bar{l}] < \max_{\bar{l}_1 \leq \bar{l} \leq \bar{l}_2} n, \quad (1.3.4)$$

где $\Delta\bar{l}$ — малое приращение независимой переменной.

Минимизируемый функционал запишем следующим образом:

$$J = c_R(\bar{l}_2) \bar{\rho}(\bar{l}_2) \bar{V}(\bar{l}_2)^2, \quad (1.3.5)$$

где $c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}$ — коэффициент полной аэродинамической силы.

Очевидно, что

$$c_R(\bar{l}_2) = c_{R\min}. \quad (1.3.6)$$

С учетом выражения (1.3.6) формулы (1.3.3) и (1.3.4) запишем следующим образом:

$$\bar{\rho}(\bar{l}_2) [\bar{V}(\bar{l}_2)]^2 = \max_{\bar{l}_1 \leq \bar{l} \leq \bar{l}_2} (\bar{\rho} \bar{V}^2), \quad (1.3.7)$$

$$\bar{\rho}(\bar{l}_2 + \Delta\bar{l}) [\bar{V}(\bar{l}_2 + \Delta\bar{l})]^2 < \max_{\bar{l}_1 \leq \bar{l} \leq \bar{l}_2} (\bar{\rho} \bar{V}^2); \quad (1.3.8)$$

Пусть $\alpha(\bar{l})$ непрерывна при $\bar{l} \rightarrow \bar{l}_2$. Тогда из (1.3.7) и (1.3.8) следует

$$\left. \frac{d(\bar{\rho} \bar{V}^2)}{d\bar{l}} \right|_{\bar{l}=\bar{l}_2} = 0. \quad (1.3.9)$$

Кроме того, в точке \bar{l}_2 имеет место

$$n(\bar{l}_2) = n_n. \quad (1.3.10)$$

Таким образом, в точке \bar{l}_2 задано два соотношения — (1.3.9) и (1.3.10) — для значений трех фазовых координат $\bar{V}(\bar{l}_2) = \bar{V}_2$, $\theta(\bar{l}_2) = \theta_2$ и $\rho(\bar{l}_2) = \rho_2$. Одно из граничных значений независимой переменной можно задать произвольно, а длину интервала $[\bar{l}_1, \bar{l}_2]$ получить из условия (1.3.2) для определенного закона управления $\alpha(\bar{l})$.

Если существует единственное оптимальное управление, максимизирующее $\theta(\bar{l}_1)$, то существует однопараметрическое семейство оптимальных траекторий,

удовлетворяющих указанным граничным условиям. Чтобы выделить из этого семейства единственную траекторию, нужно задать еще одно граничное условие, например

$$\bar{V}_2 = \bar{V}_m, \quad (1.3.11)$$

где V_m — скорость СА в точке 2 на оптимальной траектории.

При этом получим

$$\bar{V}(\bar{L}_1) = \bar{V}_1 \text{ и } \theta(\bar{L}_1) = \theta_{\text{онт}}. \quad (1.3.12)$$

Через точку, заданную условиями (1.3.9), (1.3.10) и (1.3.11), проходит единственная траектория, определяемая системой (1.3.1) и оптимальным управлением, так как траектории не должны пересекаться в силу единственности решения, т. е.

$$\bar{V}_2 = f(\bar{V}_1, \theta_{\text{онт}}). \quad (1.3.13)$$

Введем в рассмотрение новую независимую переменную

$$\bar{L} = \bar{L}_2 - \bar{L}_1, \quad (1.3.14)$$

величина которой возрастает при движении от \bar{L}_2 к \bar{L}_1 .

Сформулируем задачу о максимизации угла входа в атмосферу следующим образом.

Среди всех допустимых управлений

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(\bar{L}) \leq \alpha_{\max},$$

переводящих систему (движение которой описывается системой уравнений (1.3.1)) из положения \bar{L}_2 на фазовой плоскости \bar{V} , θ , $\bar{\rho}$, определяемого соотношениями (1.3.9...1.3.11), в положение \bar{L}_1 , удовлетворяющее условию (1.3.2), требуется найти такое управление, для которого конечное значение фазовой координаты $\theta(\bar{L}_1)$ является наибольшим, причем на всем интервале $[\bar{L}_2, \bar{L}_1]$ выполняется условие

$$G(\bar{L}) = n(\bar{L}) - n_d \leq 0. \quad (1.3.15)$$

Задача решалась с использованием принципа максимума Л. С. Понтрягина [28].

Алгоритм численных расчетов для оптимизации программы аэродинамического управления, обеспечивающей максимальный угол входа в атмосферу при заданном значении максимально допустимой перегрузки, заключается в следующем.

Задавая произвольно начальным значением скорости \bar{V}_1 и подбирая величину $\theta(\bar{L}_1) = \theta_1$, в последовательных расчетах системы (1.3.1) обеспечиваем попадание в точку определяемую условиями (1.3.6), (1.3.9) и (1.3.10), при вычислении управления в каждой точке интервала $[\bar{L}_1, \bar{L}_2]$ из условий его оптимальности. При попадании в указанную точку будем иметь некоторые значения $\bar{V}_2 = \bar{V}^*$, $\theta_2 = \theta^*$ и $\rho_2 = \rho^*$.

Выбрав теперь в качестве исходных величин

$$\bar{V}(\bar{L}_2) = \bar{V}^*, \quad \theta(\bar{L}_2) = \theta^* \text{ и } \bar{\rho}(\bar{L}_2) = \bar{\rho}^*$$

и осуществив решение в обратном направлении, т. е. на интервале $[\bar{L}_2, \bar{L}_1]$, мы должны в конечной точке получить оптимальное $\theta(\bar{L}_1) = \theta_1$. В силу единственности решения это значение θ_1 должно совпадать с полученным путем подбора θ_1 при интегрировании системы (1.3.1) в направлении от \bar{L}_1 к \bar{L}_2 .

Зависимость аэродинамических коэффициентов СА c_x и c_y от угла атаки при расчетах на ЭВМ задавалась в виде ньютоновской поляры для пластин конечной толщины:

$$c_x = c_{x0} + c_{p\max} \sin^2 \alpha \operatorname{sign} \alpha;$$

$$c_y = c_{p\max} \sin^2 \alpha \cos \alpha \operatorname{sign} \alpha.$$

Коэффициент давления в критической точке $c_{p \max}$ принимался равным 1,83 [2].

Варьированием величины c_{x0} можно изменять располагаемый диапазон изменения аэродинамических характеристик аппаратов данного типа. Угол атаки α имеет область допустимых управлений:

$$-\frac{\pi}{2} \leq \alpha(\bar{t}) \leq \frac{\pi}{2}.$$

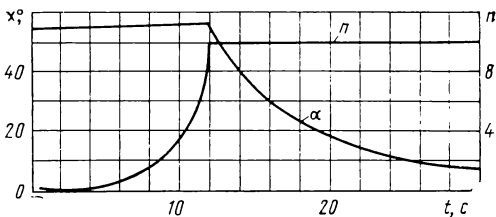
По данной методике были произведены численные расчеты и найдено оптимальное управление углом атаки, обеспечивающее максимальный угол входа в атмосферу при $n_{\text{доп}} = 10$ в широком диапазоне начальных скоростей входа ($V_{\text{вх}} = 1 \dots 2,5$) для аппаратов типа плоской пластины конечной толщины с диапазонами изменения c_{x0} и аэродинамического качества:

$$c_{x0} = 0,03 \dots 0,5; K = 0,8 \dots 2,0.$$

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Во всем рассмотренном диапазоне начальных условий оптимальные программы состоят из двух участков. На первом участке от точки входа до момента достижения максимально допустимой перегрузки происходит плавное возрастание угла атаки α от начального значения, соответствующего $c_{y \max}$. Второй участок — изоперегрузочный участок до момента достижения максимума скоростного напора, причем в этот конечный момент $\alpha = 0$ (рис. 1.8).

Максимальное возрастание α на первом участке не превышает 2...3% от начального значения, в связи с чем первый участок с большой точностью можно аппроксимировать режимом $\alpha = \alpha_{c_{y \max}} = \text{const}$. Аналогичные результаты получены в работе [43].



1.8. Оптимальная траектория:

$$\bar{V}_{\text{вх}} = 1,4; \theta_{\text{вх}} = 13^\circ; c_{x0} = 0,03$$

1.3.3. Минимизация общего количества поглощенного тепла в процессе спуска

Рассмотрим метод определения закона изменения управляющего параметра с точки зрения минимума интегрального тепла с учетом соответствующих ограничений, основанный на использовании функций влияния. Основы метода изложены в работе [70]. Метод позволяет избежать решения краевой задачи и быстро сходится при хорошей начальной оценке. В данном разделе рассмотрена возможность расширения метода и учета ограничений на параметры движения СА в процессе спуска.

Пусть имеется система дифференциальных уравнений движения СА:

$$\frac{dy_i}{dt} = f_i(y, \alpha, t), \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (1.3.16)$$

где y_i — переменные параметры системы; f_i — заданные функции; $\alpha(t)$ — управляющая функция.

Если взять некоторую номинальную траекторию движения СА и рассматривать ее как траекторию первого приближения, то уравнения возмущенного движения около номинальной траектории можно записать в виде

$$\frac{d}{dt}(\delta y_i) = \sum_{j=1}^n \frac{\partial f_i}{\partial y_j} \delta y_j + \frac{\partial f_i}{\partial \alpha} \delta \alpha. \quad (1.3.17)$$

Здесь $\delta y_i(t)$ — малое изменение параметров номинальной траектории; $\delta \alpha$ — малое изменение управляющей функции.

Определим функции влияния, которые характеризуют влияние малого отклонения управляющего параметра на минимизируемый функционал, т. е. составим присоединенную систему

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = - \sum_{j=1}^n \frac{\partial f_j}{\partial y_i} \lambda_j. \quad (1.3.18)$$

Умножая уравнение (1.3.17) на λ_i , а (1.3.18) на δy_i и складывая, получим

$$\frac{d}{dt} \sum_{i=1}^n \lambda_i \delta y_i = \sum_{i=1}^n \lambda_i \frac{\partial f_i}{\partial \alpha} \delta \alpha + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left(\lambda_i \frac{\partial f_i}{\partial y_j} \delta y_i - \lambda_j \frac{\partial f_j}{\partial y_i} \delta y_i \right). \quad (1.3.19)$$

Интегрируя (1.3.19) вдоль траектории, определяем

$$\sum_{i=1}^n \lambda_i \delta y_i \Big|_{t_0}^T = \int_{t_0}^T \lambda_\alpha \delta \alpha dt, \quad (1.3.20)$$

где T — полное время полета СА, а $\lambda_\alpha = \sum_{i=1}^n \frac{\partial f_i}{\partial \alpha} \lambda_i$.

Функции $\lambda_i(t)$ находятся интегрированием уравнения (1.3.18).

Возьмем в качестве оптимизируемого функционала полное количество поглощенного тепла Q . Тогда граничные условия в конечной точке при интегрировании уравнения (1.3.18) будут иметь вид:

$$[\lambda_i^Q]_{t=T} = \left[\frac{\partial Q}{\partial y_i} \right]_{t=T}. \quad (1.3.21)$$

В качестве условия останова можно взять $H_{t=T} = 0$. Если предположить, что малое изменение конечной высоты дает малое изменение полного времени спуска, то

$$\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial H}{\partial y_i} dy_i \right]_{t=T} = dH = 0, \quad (1.3.22)$$

где $dy_i = \delta y_i + \dot{y}_i(T) dt$.

Подставив уравнение (1.3.22) в (1.3.20), получим

$$\left[\sum_{i=1}^n \lambda_i dy_i \right]_{t=T} = \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i y_i \right]_{T=t} dT - \int_{t_0}^T \lambda_\alpha \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i \delta y_i \right]_{t=t_0}. \quad (1.3.23)$$

Граничными условиями при вычислении функций влияния при $H_{t=T} = 0$ будут

$$[\lambda_i^H]_{t=T} = \left[\frac{\partial H}{\partial y_i} \right]_{t=T}. \quad (1.3.24)$$

Интегрируя систему (1.3.18) при граничных условиях (1.3.24), определим функцию влияния λ_α^H . Используя (1.3.22), получим

$$dH = \left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial H}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T} dT + \int_{t_0}^T \lambda_\alpha^H \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^H \delta y_i \right]_{t=t_0} = 0, \quad (1.3.25)$$

где f_i — правые части системы (1.3.16).

Из уравнения (1.3.23), используя (1.3.22), находим

$$dQ = \left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial Q}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T} dT + \int_{t_0}^T \lambda_\alpha^Q \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^Q \delta y_i \right]_{t=t_0} \quad (1.3.26)$$

или, выразив dT из уравнения (1.3.25) и подставив в (1.3.26),

$$dQ = - \frac{\int_0^t \lambda_\alpha^H \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^H \delta y_i \right]_{t=t_0}}{\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial H}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T}} \left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial Q}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T} + \\ + \int_0^T \lambda_\alpha^Q \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^Q \delta y_i \right]_{t=t_0}. \quad (1.3.27)$$

Обозначим

$$\lambda_\alpha^Q - \frac{\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial Q}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T}}{\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial H}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T}} \lambda_\alpha^H = \lambda_\alpha^{QH}; \quad \lambda_i^Q - \frac{\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial Q}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T}}{\left[\sum_{i=1}^n \frac{\partial H}{\partial y_i} f_i \right]_{t=T}} \lambda_i^H = \lambda_i^{QH}. \quad (1.3.28)$$

С учетом (1.3.28) получим

$$dQ = \int_{t_0}^T \lambda_\alpha^{QH} \delta \alpha dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^{QH} \delta y_i \right]_{t=t_0}, \quad (1.3.29)$$

где λ_α^{QH} — функция влияния малых изменений угла атаки на полное количество поглощенного тепла при условии $H_T = 0$; λ_i^{QH} — функция влияния малых изменений параметров движения аппарата на полное количество поглощенного тепла при условии $H_T = 0$. Если оптимизировать траекторию при заданных начальных условиях, то нужно положить $(\delta y_i)_{t=t_0} = 0$, и тогда уравнение (1.3.29) перепишем следующим образом:

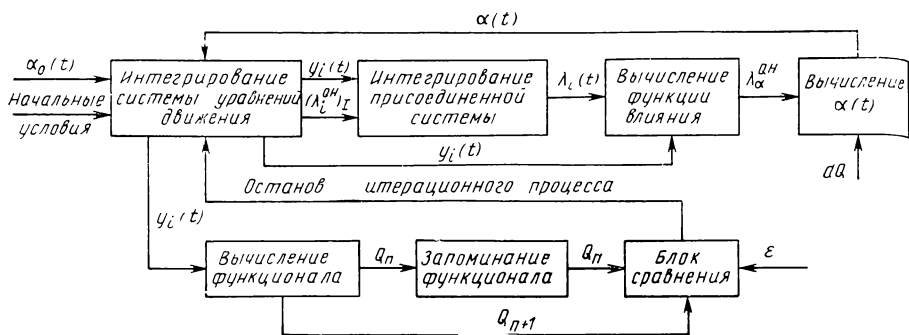
$$dQ = \int_{t_0}^T \lambda_\alpha^{QH} \delta \alpha dt.$$

Наибольшее приращение функционала будет при $\delta \alpha = \bar{\alpha} \lambda_\alpha^{QH}$, где $\bar{\alpha}$ — некоторая константа. После первой итерации получим

$$\alpha_1 = \alpha_0 + \bar{\alpha} \lambda_\alpha^{QH}. \quad (1.3.30)$$

Итерационный процесс продолжается до тех пор, пока изменение функционала не становится меньше некоторого наперед заданного числа ϵ . В этом случае $\alpha(t)$ близко к оптимальному.

Рассмотренный метод оптимизации позволяет производить процесс оптимизации при наличии связей. Так, для обеспечения мягкой посадки аппарата необходимо ввести в процесс оптимизации условие $(V_{отн})_{t=T} = 0$, где $V_{отн}$ — скорость СА по отношению к точке посадки. Вся сложность процесса оптимизации состоит в выборе номинальной траектории нулевого приближения, т. е. в выборе $\alpha_0(t)$.



1.9. Структурная схема процесса оптимизации

Таким образом, процесс оптимизации можно представить в следующем виде.

1. Выбор закона изменения управляющего параметра на номинальной траектории $\alpha_0(t)$.

2. Составление линейных дифференциальных уравнений возмущенного движения около номинальной траектории.

3. Численное определение функций влияния, характеризующих действие малых изменений управляющей функции на минимизируемый функционал. Составляется присоединенная система (1.3.18), которая интегрируется в направлении, обратном траектории, так как конечные условия на функции влияния обычно задаются на правом конце, т. е. при $t=T$.

4. Определяется новое значение управляющей функции и интегрируются уравнения движения СА, в результате чего получается новое значение функционала.

Подсчитываются значения функций влияния вдоль новой траектории и т. д. Процесс повторяется до тех пор, пока изменение функционала после каждой такой операции не станет достаточно малым. Структурная схема процесса оптимизации приведена на рис. 1.9.

В качестве управляющей функции может быть не только угол атаки или угол крена аппарата. Можно представить себе такую систему управления спуском, которая основана на наведении СА в точку посадки с использованием, например, метода пропорционального сближения. При этом для обеспечения возможности варьирования траектории спуска по высоте необходимо осуществлять наведение СА в некоторую точку, расположенную на местной вертикали точки посадки и движущуюся вдоль этой вертикали. В момент времени $t=T$ эта точка должна совпадать с точкой посадки. В этом случае в качестве управляющей функции можно рассматривать закон движения этой точки, вернее изменение скорости этой точки по времени $V_B(t)$. Тогда уравнение (1.3.29) будет иметь вид

$$dQ = \int_{t_0}^T \lambda_V^{QH} \delta V_B dt + \left[\sum_{i=1}^n \lambda_i^{QH} \delta y_i \right]_{t=t_0}. \quad (1.3.31)$$

В работе [70] произведена оптимизация траектории спуска с орбиты ИСЗ при отсутствии ограничения по перегрузке. Расчет показал хорошую сходимость итерационного процесса оптимизации. После четырех итераций была найдена оптимальная траектория, на которой полное количество поглощенного тепла приблизительно на 40% меньше, чем на траектории первого приближения.

Задача несколько усложняется при учете ограничения по перегрузке. Влияние перегрузки на организм человека зависит не только от абсолютной величины перегрузки, ее направления, но и от времени ее действия. Значение полной перегрузки можно определить по формуле

$$n = \frac{c_x \rho v^2 S}{2mg_0} \sqrt{1 + K^2}.$$

Направление действия перегрузки зависит от направления действия подъемной силы и силы лобового сопротивления и, как показывают расчеты, для СА типа полуконус при изменении угла атаки в пределах от 0 до 30° меняется всего в пределах ~10°, т. е. положение пилота можно выбрать близким к оптимальному даже при широком диапазоне изменения угла атаки. На рис. 1.7 приведен полученный экспериментальным путем [5] график зависимости полной перегрузки, которую может выдержать пилот, от времени ее действия. Эти кривые можно аппроксимировать зависимостью $\tau(n)$.

Тогда к исходной системе (1.3.16) необходимо добавить уравнение, учитывающее эту зависимость:

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{\tau(n)} \quad (1.3.32)$$

или

$$\Psi = \int_{t_0}^t \frac{dt}{\tau(n)}; \quad \Psi_T = \int_{t_0}^T \frac{dt}{\tau(n)}.$$

При $\Psi_T \leq 1$ указанное ограничение по перегрузке будет выполняться в любой точке траектории спуска.

Таким образом, использование функциональной зависимости времени действия перегрузки от ее величины дает возможность более гибкого ограничения перегрузки в процессе спуска по сравнению с ограничением по ее максимальному значению.

ГЛАВА 2. АЛГОРИТМЫ АВТОНОМНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

2.1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Основными задачами управления при спуске СА являются обеспечение надежного захвата СА атмосферой, выполнение ограничений по величине перегрузок с учетом времени их действия и, наконец, приведение аппарата в заданный район посадки. Решение первых двух задач может быть сведено к выдерживанию требуемого режима изменения перегрузки по траектории спуска, в частности, к выдерживанию в течение определенного времени заданного постоянного значения перегрузки (изоперегрузочный режим).

Ширина коридора входа зависит от параметров входа, параметров аппарата и способа управления СА. При спуске аппарата в пределах ширины коридора входа необходима информация о положении СА, причем при расчете траекторий движения СА условие захвата необходимо проверять при полете как вблизи верхней, так и вблизи нижней границ коридора. Как указывалось ранее, увеличение скорости входа в атмосферу приводит к уменьшению ширины коридора и при скорости 14 км/с баллистический спуск становится невозможным, а при скорости 16 ... 17 км/с наиболее простой способ управления путем изменения угла крена становится невозможным при подлетных коридорах входа порядка 12 ... 16 км [35].

В настоящее время наиболее реальным можно считать следующие три способа посадки СА при подходе аппарата к планете со скоростью, превышающей параболическую.

1. Прямая посадка с подлетной межпланетной траектории.
2. Посадка с выходом СА из атмосферы на переходную эллиптическую траекторию. При этом необходимо так сформировать траекторию СА на участке первого погружения с учетом ограничений по дозе перегрузки, высоте полета и тепловым нагрузкам, чтобы скорость на выходе из атмосферы не превышала второй космической.

3. Посадка с орбиты спутника, на которую СА переводится после выхода из атмосферы путем приложения импульса скорости.

Необходимо указать на принципиальную возможность еще одного способа, при котором СА с помощью двигательной установки тормозится на подлетной межпланетной траектории и переводится на орбиту искусственного спутника, после чего производится спуск с орбиты. Последний способ, значительно облегчая операцию в атмосфере, требует больших затрат топлива на торможение и может оказаться реальным только после отработки и внедрения в космическую технику ядерных источников энергии.

Продольная дальность спуска от условного перицентра подлетной планетоцентрической траектории до точки посадки при первом и втором способах посадки СА лежит в диапазоне от 3000 до 15 000 км. В данной книге рассматривается первый способ посадки, однако анализируемые алгоритмы управления движением СА на атмосферном участке спуска принципиально позволяют использовать второй и третий способы посадки.

Как уже указывалось, наиболее простым и отработанным на практике способом управления при движении в атмосфере является управление СА путем изменения угла крена при постоянном угле атаки. Однако наряду с простотой этот способ не позволяет в общем случае разработать алгоритмы управления, обеспечивающие эффективное «срезание» перегрузки, что приводит к существенному сужению коридора входа при больших скоростях.

Увеличение располагаемого качества до значений, больших единицы, не дает желаемых результатов. В связи с этим «креновый вариант» СУС при скоростях входа в атмосферу Земли, превышающих 16 ... 17 км/с, и современных требованиях к ширине подлетного коридора ($\Delta H_{\pi} \approx 18 \dots 20$ км) становится невозможным. Предлагаемые в данной книге алгоритмы управления СА на атмосферном участке спуска основаны на управлении по двум каналам: по углу атаки и углу крена, что позволяет в значительной степени улучшить динамику движения СА на атмосферном участке и обеспечить спуск аппарата при начальных скоростях входа, значительно превышающих верхний предел по скорости при управлении только по углу крена.

В большинстве отечественных и зарубежных работ, касающихся вопросов управления СА при гиперболических скоростях входа, основным методом построения СУС является метод разделения ос-

новных задач управления на каждом характерном участке спуска СА с обязательным выполнением только определенных требований к динамике движения СА на каждом из этих участков [6, 35]. При однопараметрическом управлении (управлении только по углу крена) этот метод является рациональным. При двухпараметрическом управлении (управлении по углу атаки и углу крена) возможно создание СУС, выполняющих несколько функций на отдельных участках (в частности, выполнение условия «захвата» с одновременным управлением дальностью спуска). Более того, при α — γ -управлении алгоритм управления СА на отдельных участках может быть одинаковым, что позволяет свести количество характерных участков к минимуму.

В данной главе рассмотрены теоретические основы создания СУС с α — γ -управлением, показаны их преимущества, выявлены недостатки и выданы практические рекомендации по выбору отдельных параметров таких систем управления.

2.2. ВЫБОР ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ ПОГРУЖЕНИЯ

Рассмотрим сначала алгоритмы работы СУС на начальном участке погружения при управлении СА только по каналу крена.

Начальным участком погружения СА в атмосферу будем называть участок от момента достижения перегрузкой некоторого начального значения n^* до выхода СА на изопараметрический участок траектории (в частном случае до выхода на изоперегрузочный участок). В соответствии с работой [1] уравнения движения СА в плоском движении при $c_x = \text{const}$ можно свести к уравнению вида

$$y'' = -\sqrt{r\beta}K + \frac{e^{2x}-1}{y}, \quad (2.2.1)$$

где
$$x = \ln \frac{V_{кр}}{v}; \quad y = \frac{c_x S}{2m} \sqrt{\frac{r}{\beta}} \rho.$$

Уравнение движения СА в вариациях можно записать следующим образом:

$$\delta y'' + \frac{e^{2x}-1}{y^2(x)} \delta y = 0. \quad (2.2.2)$$

Используя метод ВКБ [48], решения уравнения (2.2.2) запишем в виде

$$\delta y \approx \frac{1}{\sqrt{a(x)}} \left[c_1 e^{\int_{x_0}^x a(x) dx} + c_2 e^{-\int_{x_0}^x a(x) dx} \right]; \quad (2.2.3)$$

$$\delta y' \approx \sqrt{a(x)} \left[c_1 e^{\int_{x_0}^x a(x) dx} - c_2 e^{-\int_{x_0}^x a(x) dx} \right],$$

где
$$a^2(x) = -\frac{e^{2x}-1}{y^2(x)}.$$

Как видно из уравнений (2.2.3), решения имеют аperiodический характер из-за наличия возрастающих членов, пропорциональных $e^{f(a(x))dx}$ [1].

В связи с этим для обеспечения устойчивого движения СА на изоперегрузочном участке траектории необходимо, чтобы в момент перехода СА на изоперегрузочный участок угол наклона вектора скорости СА к местному горизонту θ был равен некоторому значению $\theta_{\text{пер}}$, при котором возможно поддержание осевой перегрузки СА на допустимом уровне при управлении по углу крена, а производная угла θ по перегрузке была равна нулю. Определим это значение $\theta_{\text{пер}}$. Рассматривая плоское движение СА при допущениях $n_x \gg \sin \theta$, $\sin \theta \approx \theta$, $\cos \theta \approx 1$, из уравнений движения СА получим

$$dt = - \frac{2mg_0 dv}{g\rho v^2 c_x S}. \quad (2.2.4)$$

$$\text{Зная, что} \quad \frac{d\rho}{dH} = \beta\rho, \quad (2.2.5)$$

будем иметь

$$\theta = \frac{vc_x S}{mg_0} \frac{g}{2\beta} \frac{d\rho}{dv}. \quad (2.2.6)$$

Из уравнения движения в проекции на касательную к траектории при $n_x = \text{const} = n_d$ получим

$$\rho = \frac{2n_d mg_0}{v^2 c_x S}. \quad (2.2.7)$$

Продифференцировав (2.2.7) по v и подставив в (2.2.6), запишем условия на параметры траектории в точке перехода в виде

$$\theta_{\text{пер}} = - \frac{2n_d g}{\beta v^2}; \left(\frac{d\theta}{dn} \right)_{\text{пер}} = 0. \quad (2.2.8)$$

Уравнения (2.2.8) устанавливают связь между углом наклона траектории и скоростью СА на изоперегрузочном участке траектории спуска и определяют условие плавного по углу θ перехода на изоперегрузочный участок траектории.

Нетрудно показать, что при спуске с постоянным эффективным аэродинамическим качеством в пределах всей ширины коридора входа нельзя в общем случае выполнить условия (2.2.8). Предположим, что проекция силы тяжести на касательную к траектории мала по сравнению с силой лобового сопротивления и разность между центробежной силой и силой тяжести мала по сравнению с подъемной силой.

С учетом указанных допущений имеем

$$m \frac{d\theta}{dH} = \frac{c_y S}{2\theta} \rho_0 e^{-\beta H}. \quad (2.2.9)$$

Интегрируя (2.2.9), получим

$$\rho = \rho_{\text{вх}} - \frac{\beta m}{c_y S} (\theta^2 - \theta_{\text{вх}}^2). \quad (2.2.10)$$

Из уравнений движения нетрудно получить выражение для текущей скорости СА:

$$v = V_{\text{вх}} \exp\left(-\frac{\theta - \theta_{\text{нх}}}{K}\right). \quad (2.2.11)$$

Тогда
$$\theta = \theta_{\text{нх}} + K \ln \frac{V_{\text{вх}}}{v}. \quad (2.2.12)$$

Определим значение θ , при котором перегрузка СА достигает максимального значения. Для этого из (2.2.10) и (2.2.11) получим выражение для gv^2 и продифференцируем его по θ .

Условие экстремума имеет вид

$$\theta^2 - K\theta - \theta_{\text{вх}}^2 = 0 \quad (2.2.13)$$

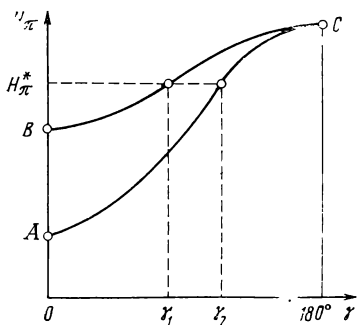
или

$$\theta = \frac{K}{2} \pm \sqrt{\frac{K^2}{4} + \theta_{\text{вх}}^2}. \quad (2.2.14)$$

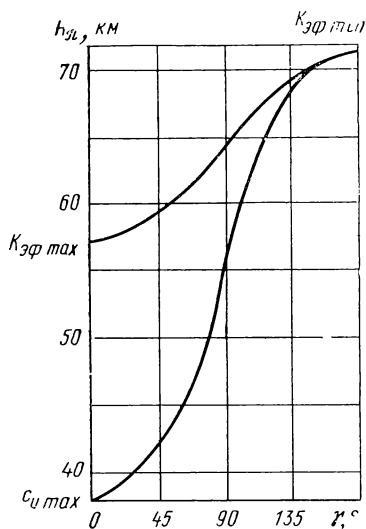
Анализ выражений (2.2.12) и (2.2.14) показывает, что при спуске с постоянным углом крена γ невозможно удовлетворить условиям (2.2.8) при $n = n_{\text{д}} \leq n_{\text{max}}$. В связи с этим при переходе на изоперегрузочный участок траектории имеет место «угловая точка» по углу θ . Как показывают расчеты, поддержание перегрузки на допустимом уровне при управлении только по углу крена в этом случае неэффективно. Эффективное «срезание» перегрузки может быть достигнуто использованием двухпараметрического управления по углу атаки и углу крена или выбором такого алгоритма управления на начальном участке погружения, который обеспечивает плавный переход по углу θ на изоперегрузочный участок траектории.

Рассмотрим границы применимости одноканальных программ управления СА на начальном участке погружения и участке изоперегрузочного полета. При гиперболических скоростях входа СА в атмосферу в связи со сравнительно небольшой шириной коридора входа (см. разд. 1.2) необходимо учитывать зависимость угла крена от угла входа СА в атмосферу. Эту зависимость можно представить в виде некоторой области в координатах $H_{\text{п}}, \gamma$ (рис. 2.1).

Точка A соответствует нижней границе коридора входа при максимальной положительной подъемной силе, точка B — верхней границе при $K_{\text{эф max}}$ и выполнении условия захвата СА атмосферой; точка C — верхней границе коридора при $K_{\text{эф min}} = -K$. Для обеспечения успешного входа СА в атмосферу на борту должен быть достаточно точно определен начальный угол входа. Тогда начальный угол крена должен лежать в диапазоне (γ_1, γ_2) между верхней и нижней кривыми области $(H_{\text{п}}, \gamma)$. Наоборот, если закрепить начальный угол крена, то вход в пределах коридора возможен при некотором диапазоне начальных углов входа. Это накладывает соответствующие требования на точность определения угла входа, особенно в районе верхней границы коридора.



2.1. Схема зависимости начального угла крена от высоты условного перигея



2.2. Зависимость начального угла крена от высоты условного перигея

Следует отметить, что условие $\gamma \in (\gamma_1, \gamma_2)$ удовлетворяет условию захвата СА атмосферой, условию $n \leq n_d$ и не удовлетворяет условиям (2.2.8).

В соответствии с этим были проведены расчеты по определению диапазона допустимых углов входа СА при различных начальных углах крена для $n_{\max} = 6$ и скорости входа $V_{\text{вх}} = 16$ км/с (аэродинамические характеристики СА приведены на рис. 1.5). Область допустимых углов входа представлена на рис. 2.2. Из графика следует, что полный коридор входа составляет ~ 33 км, а коридор входа при $\gamma = 0^\circ$ — порядка 20 км, т. е. около 60% от полного коридора. При больших начальных углах крена ($\gamma_{\text{вх}} > 90^\circ$) диапазон допустимых углов входа резко уменьшается и при $\gamma_{\text{вх}}$ в пределах от 135 до 180° практически равен нулю. При уменьшении начальной скорости входа область (H_π, γ) расширяется.

В связи с тем, что область допустимых углов входа увеличивается с уменьшением начальных углов крена, а высота верхней границы коридора увеличивается с увеличением начальных углов крена, то может оказаться целесообразным вход с углом крена 180° в районе верхней части коридора (для обеспечения уверенного захвата) и последующим уменьшением угла крена на начальном участке входа до нуля или некоторого конечного значения.

Закон изменения угла крена на начальном участке погружения представим в виде

$$\gamma = \gamma_{\text{вх}}(H_\pi) - \int_0^t \dot{\gamma} dt; \quad \dot{\gamma} = \dot{\gamma}(H_\pi). \quad (2.2.15)$$

В целях более надежного захвата СА атмосферой можно положить $\gamma_{\text{вх}}(H_\pi) = \pi$ по всей ширине коридора входа или вблизи его верхней границы.

Таким образом, на начальном участке $\gamma_{вх}=\pi$, а угол атаки $\alpha=\alpha_{c_{y\max}}$. По мере уточнения перигея входа выбирается некоторое значение γ и производится разворот СА по углу крена. При достижении суммарной перегрузкой предельного значения ($n=n_d$) СА переходит на изоперегрузочный участок траектории. При этом возможны два случая:

$$a) \quad n_{\max} \leq n_d, \quad \frac{dn}{dt} = 0, \quad \theta \approx \theta_{\text{пер}}.$$

В этом случае изоперегрузочный участок траектории реализуется путем изменения угла крена γ ;

$$б) \quad n_{\max} > n_d, \quad \frac{dn}{dt} > 0, \quad \theta \neq \theta_{\text{пер}}.$$

В этом случае необходимо «срезание» максимума перегрузки. Изоперегрузочный участок траектории реализуется регулированием угла атаки от $\alpha_{c_{y\max}}$ до $\alpha_{c_{R\min}}$. При этом, если в первую очередь требуется минимизировать n_{\max} , то целесообразно в зависимости от высоты перигея H_π начинать уменьшение угла атаки при $n < n_d$ так, чтобы α_{\min} достигалось при $dq/dt=0$ (q — скоростной напор). Если же наряду с выполнением ограничения $n \leq n_d$ желательно в первую очередь уменьшить q_{\max} , то целесообразно начинать уменьшать угол атаки именно при $n=n_d$ [43]. Выбор $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$ при $t > t(\alpha_{\min})$ диктуется рядом соображений. Основным является необходимость изменения α и γ для схода с изоперегрузочного участка с целью обеспечения полета на заданную дальность.

При скоростях полета $\sim 8 \dots 11$ км/с и ниже необходимо снова увеличивать угол атаки, так как большие углы атаки более выгодны по условиям теплового режима, т. е. схема регулирования угла атаки должна обеспечивать возможность как уменьшения, так и увеличения угла атаки. Для определения момента начала увеличения угла атаки были проведены расчеты траекторий спуска при $V_{вх}=13$ км/с. Анализ результатов показывает, что, по-видимому, более выгодным с точки зрения динамики движения СА является изоперегрузочный режим полета при $t \geq t(\alpha_{\min})$ с изменением угла крена и дальнейшим переходом на регулирование угла атаки при достижении $\gamma=180^\circ$. Увеличение угла атаки для поддержания перегрузки в момент $t \geq t(\alpha_{\min})$ приводит к увеличению высоты полета и к положительным углам наклона траектории, в связи с чем при переходе на режим стабилизации перегрузки путем изменения угла крена угол наклона траектории будет существенно отличаться от потребного и процесс стабилизации перегрузки может оказаться неустойчивым. Таким образом, при одноканальном по углу крена управлении движением СА на начальном участке погружения поддержание изоперегрузочного режима полета может быть обеспечено при выполнении условий (2.2.8), что достигается выбором $\gamma_{вх}=\gamma(H_\pi)$ и $\dot{\gamma}=\dot{\gamma}(H_\pi)$. Для упрощения алгоритмов управления на начальном участке, улучшения процесса стабилизации перегрузки

и расширения коридора входа необходимо «срезание» максимума перегрузки, что возможно при использовании управления по углу атаки и углу крена.

2.3. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СА СО «СРЕЗАНИЕМ» ПЕРВОГО МАКСИМУМА ПЕРЕГРУЗКИ

Рассмотрим алгоритмы управления движением СА, требующие минимума информации на борту. К таким алгоритмам могут быть отнесены алгоритмы, основанные на «срезании» первого максимума перегрузки и обеспечивающие изоперегрузочный режим движения путем использования α - γ -правления. При выборе алгоритма входа, кроме обеспечения максимального для данной скорости $V_{вх}$ диапазона высот условного перигея ($H_{пн} \dots H_{пв}$), желательно иметь универсальную логику управления для всего диапазона углов входа $\theta_{вх}$, соответствующего коридору входа. При определении границ этого коридора и при исследовании алгоритма управления критериями приемлемости траекторий спуска являются надежный захват СА атмосферой и качество изоперегрузочного процесса, выражаемое условием

$$n = n_d \pm \delta n \quad (2.3.1)$$

(при расчетах траекторий спуска выбиралось $n_d = 6$ и $\delta n = 1$).

В соответствии с работой [6] и проведенными исследованиями целесообразно траекторию спуска СА разбить на несколько модельных участков, отличающихся по характеру изменения управляющих функций α и γ (рис. 2.3). На изменение угла атаки и угла крена необходимо наложить естественные ограничения:

$$\alpha \in (\alpha_{\min}, \alpha_{\max}); \quad \gamma \in (0, \pi). \quad (2.3.2)$$

При исследовании динамики движения был рассмотрен СА типа полуконус с плоской верхней частью ($K_{\max} \approx 1,2$). Аэродинамические характеристики приведены на рис. 1.5. Рассматривалась плоская задача. Принимались следующие ограничения на управляющие параметры: $\alpha_{\min} = 7^\circ$, $\alpha_{\max} = 30^\circ$. Параметры атмосферы взяты в соответствии с ГОСТ 4401—73. Рабочая скорость входа $V_{вх} = 16$ км/с.

I — начальный участок погружения. Участок начинается в точке входа I с параметрами:

$$t = t_{вх} = 0; \quad H = H_{вх} = 110_{\text{км}}, \quad (2.3.3)$$

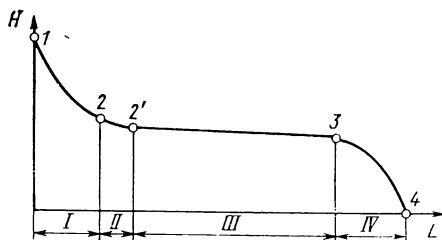
$$v = V_{вх}; \quad \theta = \theta_{вх}(H_{пн}).$$

Алгоритм Ia. Управляющие функции запишем в виде

$$\alpha_1 = \alpha_{вх} = \alpha_{c_{y \max}} = \text{const},$$

$$\gamma_1 = \gamma_{вх} - \dot{\gamma}_1(\theta_{вх}) \tau_1.$$

$$(2.3.4)$$



2.3. Модельные участки траектории прямого спуска

Постоянство максимального угла атаки на начальном участке обеспечивает наибольшую высоту верхней границы коридора ($H_{\text{лв}}$), а также допускает возможность минимизации первого максимума перегрузки, что позволяет существенно снизить высоту нижней границы коридора (см. разд. 1.2). В целях более надежного захвата СА атмосферой $\gamma_{\text{вх}}$ выбирался равным 180° по всей ширине коридора. Под τ_1 понимается время с момента программного разворота по крену при достижении перегрузкой некоторого значения n_* (принималось $n_* = 0,2$) до момента $n = n_d$ (точка 2).

Путем выбора соответствующего значения $\dot{\gamma}_1(\theta_{\text{вх}})$ возможно удовлетворить условию $\theta = \theta_{\text{пер}}$, т. е. обеспечить одно из условий перехода на изоперегрузочный участок траектории. Проинтегрируем уравнение движения СА:

$$\theta - \theta_{\text{вх}} = \frac{V_{\text{вх}} S c_y \rho_0}{2m} \int_0^{\tau_1} \cos \gamma e^{-\beta H} d\tau_1 - \left(\frac{g}{V_{\text{вх}}} - \frac{V_{\text{вх}}}{R_3} \right) \tau_1. \quad (2.3.5)$$

Как показывают расчеты траекторий движения СА, до выхода на участок изоперегрузочного полета скорость СА меняется незначительно, т. е. можно положить $v = V_{\text{вх}}$. Кроме того, примем, что

$$H = H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}} \tau_1, \quad (2.3.6)$$

где
$$\theta_{\text{ср}} = \frac{\theta_{\text{вх}} + \theta_{\text{пер}}}{2}.$$

Используя (2.3.4) и (2.3.6), получим

$$\theta - \theta_{\text{вх}} = \frac{V_{\text{вх}} S c_y \rho_0}{2m} \int_0^{\tau_1} e^{-\beta(H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}} \tau_1)} \cos(\gamma_{\text{вх}} - \dot{\gamma}_1 \tau_1) d\tau_1 - \left(\frac{g}{V_{\text{вх}}} - \frac{V_{\text{вх}}}{R_3} \right) \tau_1, \quad (2.3.7)$$

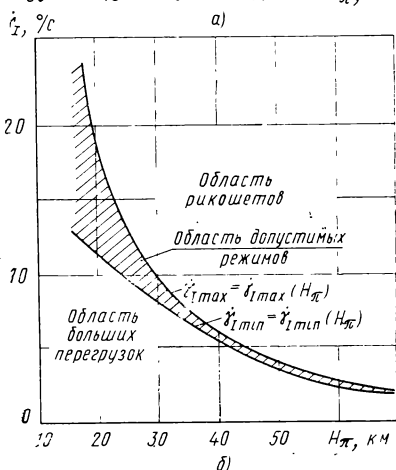
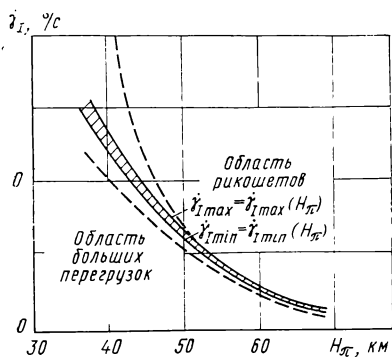
или

$$\theta - \theta_{\text{вх}} = \frac{V_{\text{вх}} S c_y \rho_{\text{вх}}}{2m} \int_0^{\tau_1} e^{-\beta V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}} \tau_1} \cos(\gamma_{\text{вх}} - \dot{\gamma}_1 \tau_1) d\tau_1 - \left(\frac{g}{V_{\text{вх}}} - \frac{V_{\text{вх}}}{R_3} \right) \tau_1. \quad (2.3.8)$$

Приняв, как указывалось ранее, $\gamma_{\text{вх}} = \pi$, $\theta = \theta_{\text{пер}}$ при $t = \tau_1$ и используя (2.3.7), окончательно получим

$$\begin{aligned} \frac{2n_d g}{\beta V_{\text{вх}}^2} &= \left(\frac{g}{V_{\text{вх}}} - \frac{V_{\text{вх}}}{R_3} \right) \tau_1 + \frac{V_{\text{вх}} S c_y \rho_{\text{вх}}}{2m} \times \\ &\times \left[\frac{e^{-\beta V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}} \tau_1} (-\beta V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}} \cos \dot{\gamma}_1 \tau_1 + \dot{\gamma}_1 \sin \dot{\gamma}_1 \tau_1) + \beta V_{\text{вх}} \theta_{\text{ср}}}{\beta^2 V_{\text{вх}}^2 \theta_{\text{ср}}^2 + \dot{\gamma}_1^2} \right] - \theta_{\text{вх}}. \end{aligned} \quad (2.3.9)$$

Задаваясь значением τ_1 из (2.3.9), можно определить требуемое значение $\dot{\gamma}_1$. Возможно определение $\dot{\gamma}_1$ путем решения двухточечной



2.4. Область допустимых значений скорости изменения угла крена:

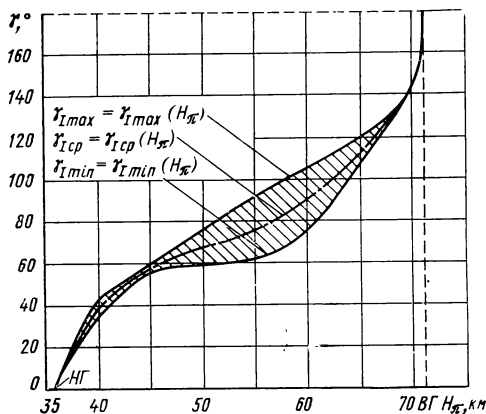
а— $V_{вх}=16$ км/с; ——— $n_{\max}=6$; — — — $n_{\max}=10$;

б— $V_{вх}=13$ км/с

2.5. Область допустимых углов крена на начальном участке входа:

$V_{вх}=16$ км/с; $\gamma_I = \text{const}$; $\alpha_I = \alpha_{c y \max} = \text{const}$;

$n_{\max}=6$



краевой задачи на начальном участке погружения, при этом необходимо обеспечить качество изоперегрузочного процесса, выражаемое условием (2.3.1). Как показали расчеты, наиболее острой проблемой на участке погружения (участок Γ) является обеспечение с максимальной точностью скорости программного разворота по крену $\dot{\gamma}_I(H_{\pi})$. Допустимые отклонения от значения, определяемого уравнением (2.3.9), лежат в столь узких пределах при больших скоростях входа ($V_{вх} \geq 15$ км/с), что возможность практической реализации этого закона очень затруднена (рис. 2.4).

Алгоритм 16. В связи с этим при использовании на изоперегрузочном участке управления по углу атаки α более рациональными являются следующие значения управляющих параметров СА в момент входа:

$$\alpha_I = \alpha_{вх} = \alpha_{c y \max} = \text{const}, \quad (2.3.10)$$

$$\gamma_I = \gamma_{вх}(H_{\pi}) = \text{const}.$$

Расчеты показывают, что возможно выбрать такие постоянные значения угла крена на начальном участке погружения, при кото-

рых выполняется условие (2.3.1) на изоперегрузочном участке траектории, причем допустимое отклонение угла крена (для рассматриваемого аппарата в пределах $\pm 5^\circ$) удовлетворяет требованиям к системам стабилизации современных СА (рис. 2.5). Однако в этом случае значительно уменьшается ширина коридора входа, и при наличии возмущений на начальном участке эти потери могут стать еще более существенными.

Динамику движения СА на начальном участке входа можно улучшить путем выбора такого закона изменения параметров α — γ -управления, которые обеспечивают плавный переход на изоперегрузочный режим движения. Однако это потребует усложнения системы управления, так как при этом необходимо измерение, кроме перегрузки, еще некоторых параметров движения СА в процессе спуска.

Рассмотрим алгоритмы управления движением СА на изоперегрузочном участке траектории спуска.

II — участок изоперегрузочного движения с управлением по углу атаки (см. рис. 2.3). Режим $n = n_d = \text{const}$ (так называемое «срезание» первого максимума перегрузки) обеспечивается изменением в процессе полета аэродинамических характеристик СА в пределах указанного выше диапазона углов атаки при отсутствии разворота по крену:

$$\alpha_{II} = \alpha(t); \gamma_{II} = \gamma_{\text{вх}}(H_\pi) = \text{const.} \quad (2.3.11)$$

Определим потребный закон изменения угла атаки на изоперегрузочном участке траектории.

$$\text{Имеем} \quad n = \frac{c_x \rho v^2 S}{2mg_0} \sqrt{1 + K^2}, \quad (2.3.12)$$

$$\text{или} \quad n = A \rho v^2 B,$$

$$\text{где} \quad A = \frac{S}{2mg_0}; \quad B = c_x \sqrt{1 + K^2}.$$

Полагая $A = \text{const}^*$, запишем выражение для производной от полной перегрузки СА:

$$\frac{dn}{dt} = A \left(\rho v^2 \frac{dB}{dt} + 2B\rho v \frac{dv}{dt} + Bv^2 \frac{d\rho}{dt} \right). \quad (2.3.13)$$

Очевидно, процесс $n = n_d = \text{const}$ требует, чтобы $dn/dt = 0$ в каждой точке траектории. Отсюда, приравняв выражение (2.3.13) нулю, получим

$$\rho v \frac{dB}{dt} + 2B\rho \frac{dv}{dt} + Bv \frac{d\rho}{dt} = 0. \quad (2.3.14)$$

Определим производные, входящие в (2.3.14). Имеем

* С учетом уноса ТЗП $A = \text{var}$, в связи с чем формула (2.3.13) будет иметь другой вид.

$$\frac{dB}{dt} = \frac{d\alpha}{dt} \left(V \sqrt{1+K^2} \frac{dc_x}{d\alpha} + c_x \frac{K}{V \sqrt{1+K^2}} \frac{dK}{d\alpha} \right);$$

$$\frac{dv}{dt} = -c_x \frac{\rho v^2}{2m} S - g \sin \theta; \quad \frac{d\rho}{dt} = \rho^2 v \sin \theta.$$

Подставив данные выражения в (2.3.14), получим

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{c_x \left(c_x \frac{\rho v^2}{m} S + 2g \sin \theta + \beta v^2 \sin \theta \right)}{v \left(\frac{dc_x}{d\alpha} + \frac{K c_x}{1 + K^2} \frac{dK}{d\alpha} \right)}. \quad (2.3.15)$$

Выражение для потребного угла атаки представим в виде

$$\alpha_{n,3} = \int_0^\tau \frac{c_x \sin \theta \left(c_x \frac{\rho v^2 S}{m \sin \theta} + 2g + \beta v^2 \right)}{v \left(\frac{dc_x}{d\alpha} + \frac{Kc_x}{1+K^2} \frac{dK}{d\alpha} \right)} d\tau. \quad (2.3.16)$$

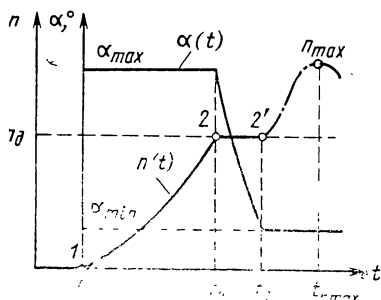
При проведении расчетов на ЭВМ при данном алгоритме управления потребный угол атаки СА выбирался итерационным методом. На каждом шаге интегрирования потребный угол атаки определялся в соответствии с зависимостью

$$\alpha_{\text{TRI}} = \alpha_{i-1} + \Delta\alpha, \quad (2.3.17)$$

причем $\Delta\alpha$ определялось из соотношения

$$n_i - n_{\pi} = \left(\frac{\partial n}{\partial \alpha} \right)_i \Delta \alpha = 0. \quad (2.3.18)$$

Функция $\alpha(t)$ носит характер монотонного убывания от $\alpha = \alpha_{\max}$ до $\alpha = \alpha_{\min}$ либо до некоторого значения $\alpha_* > \alpha_{\min}$ (рис. 2.6). Возникающие при этом угловые скорости $\dot{\alpha}$ не превосходят величины 3°/с. На начальном участке погружения необходимо достаточно точно определять момент перехода на комбинированное управление по углу крена и углу атаки (точка 2'). Для этого можно воспользоваться одним из двух условий:



2.6. Характер изменения параметров траектории на изоперегрузочном участке спуска

1. Для верхней области коридора входа конец участка *II* (см. рис. 2.3) определяется равенством

$$\theta_{2'} = \theta_{\text{пен}}, \quad (2.3.19)$$

где $\theta_{\text{пер}}$ — выбирается в соответствии с (2.2.8).

При этом $\alpha_2 \gg \alpha_{\min}$. Так как определить этот момент в процессе полета достаточно трудно, то условие (2.3.19) можно с некоторым приближением заменить условием

$$d\alpha_2/dt \approx 0. \quad (2.3.20)$$

т. е. функция $\alpha(t)$ в точке $2'$ достигает минимума. Такая замена правомочна, так как проведенные для $V_{\text{вх}}=16$ км/с расчеты подтверждают, что $t_{\alpha=0} \approx t_{\theta=\theta_{\text{пер}}}$ и что выполнение этого условия возможно практически, если точность $\Delta\alpha \leq 2^\circ$ и переход на комбинированное управление совершается в зоне $\dot{\alpha} \leq 0$. Наконец, условие (2.3.19) можно практически заменить условием $dn_x/dt=0$, если точность $\Delta n_x \leq 0,1$.

2. Для нижней области коридора входа конец участка II (см. рис. 2.3) определяется моментом, когда в процессе поддержания перегрузки на заданном уровне угол атаки $\alpha(t)$ достигает минимально допустимой величины $\alpha = \alpha_{\text{min}}$. При этом угол наклона траектории СА может значительно отличаться от требуемого значения и режим изоперегрузочного полета при управлении только по углу крена может оказаться неустойчивым. В связи с этим более рациональным является режим изоперегрузочного движения при комбинированном α — γ -управлении.

III — участок изоперегрузочного движения при комбинированном управлении (см. рис. 2.3). Режим $n = n_d = \text{const}$ обеспечивается изменением угла крена γ и угла атаки α . Значения управляющих функций $\gamma(t)$ и $\alpha(t)$ определяются в следующей последовательности.

Потребное для поддержания изоперегрузочного режима значение угла крена в момент времени t_i определяется следующим образом:

$$\gamma_{\text{тp}i} = \arccos \frac{K_{\text{тp}i}}{K}. \quad (2.3.21)$$

Определим требуемое значение аэродинамического качества СА $K_{\text{тp}i}$ для обеспечения полета по изоперегрузочной траектории при $c_x = \text{const}$. Продифференцируем по скорости выражение (2.2.6) и подставим его в уравнение движения СА. Получим

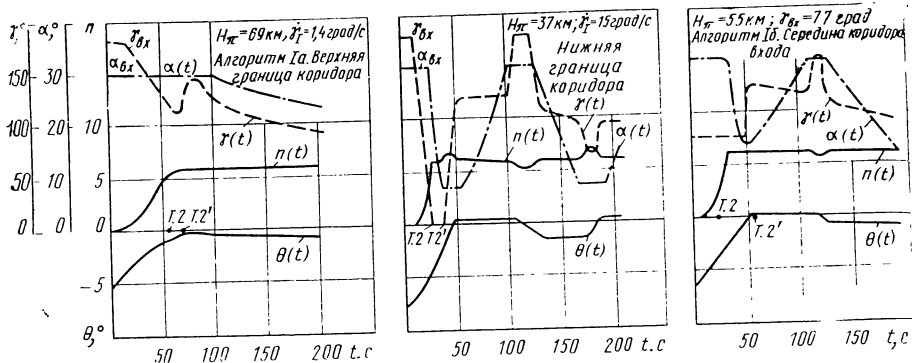
$$-\frac{v^3 \sigma_x^2 g^2 \rho}{4\beta} \left(v \frac{d^2 \rho}{dv^2} + \frac{d\rho}{dv} \right) = g \frac{v^2}{2} \sigma_y + \frac{v^2}{R_3} - g, \quad (2.3.22)$$

где
$$\sigma_x = \frac{c_x S}{mg_0}; \quad \sigma_y = \frac{c_y S}{mg_0}.$$

Дифференцируя дважды по v уравнение (2.2.7), подставляя полученные выражения в (2.3.22) и имея в виду, что $n = n_x \sqrt{1+K^2}$, будем иметь

$$K_{\text{тp}i} = \frac{V \sqrt{1+K^2}}{n_d g_0} \left[g - \frac{v^2}{R_3} - \frac{4g_0^2 n_x^2}{v^2 \beta (1+K^2)} \right], \quad (2.3.23)$$

При проведении расчетов на ЭВМ для улучшения процесса поддержания перегрузки на допустимом уровне уравнение (2.3.23)



2.7. Зависимость параметров траектории от времени спуска при $V_{вх} = 16 \text{ км/с}$

записывалось несколько в ином виде, а именно:

$$K_{\text{тp}i} = \frac{V \sqrt{1+K^2}}{n_d g_0} \left[g - \frac{v^2}{R_3} - \frac{4g_0^2 n_d^2}{v^2 \beta (1+K^2)} \right] + \frac{a}{V \sqrt{1+K^2}} (n - n_d), \quad (2.3.24)$$

где a — некоторый постоянный коэффициент, подбираемый путем расчета траекторий.

Во избежание разрывов функции $\gamma(t)$ и превышения допустимой скорости изменения угла крена окончательное значение γ_i выбиралось следующим образом:

$$\gamma_i = \begin{cases} \gamma_{\text{тp}i} & \text{при } |\gamma_{i-1} - \gamma_{\text{тp}i}| \leq \delta\gamma; \\ \gamma_{i-1} + \Delta\gamma & \text{при } |\gamma_{i-1} - \gamma_{\text{тp}i}| > \delta\gamma, \end{cases} \quad (2.3.25)$$

где $\Delta\gamma = \pm \delta\gamma$, $\text{sign } \Delta\gamma = -\text{sign } (\gamma_{i-1} - \gamma_{\text{тp}i})$,

$\delta\gamma = \dot{\gamma}_d h$; $\dot{\gamma}_d$ — допустимая скорость разворота по крену; h — шаг интегрирования.

При выбранном в соответствии с (2.3.25) значении $\gamma_i(t)$, значение $\alpha_i(t)$, потребное для поддержания перегрузки на уровне $n = n_d$, можно определить итерационным методом согласно (2.3.17). Как показали расчеты траекторий спуска для СА типа полуконус, характер спуска на изоперегрузочном участке зависит в основном от параметров движения СА в момент перехода на комбинированное управление, причем решающим фактором является выполнение условия (2.3.19). Если отклонение от этого равенства станет достаточно большим ($|\delta\theta| \geq 2 \dots 3^\circ$), то даже введение дополнительной информации, например учет производной \dot{n}_x в (2.3.24) или увеличение $\dot{\gamma}_d$ до ∞ , не позволяет получить приемлемую траекторию, удовлетворяющую условию (2.3.1).

Конец участка III (точка 3) определяется условием попадания СА в заданную область (дальность L_π) и потребным для ее достижения значением скорости схода с режима изоперегрузки (v_3). По результатам расчетов на ЭЦВМ траекторий спуска рассматривае-

мого аппарата построены графики функций $n(t)$, $\theta(t)$, $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$ для двух алгоритмов управления (2.3.4) и (2.3.10) (рис. 2.7).

IV — конечный участок траектории спуска.

Таким образом, рассмотренные алгоритмы управления СА позволяют осуществить спуск аппаратов в атмосфере Земли с начальными скоростями входа до ~ 16 км/ч в пределах рабочего коридора входа, составляющего ~ 20 км, с минимумом потребной информации, с приемлемыми параметрами движения в процессе спуска. Необходимо, однако, отметить, что основным недостатком алгоритмов управления СА со «срезанием» первого максимума перегрузки является необходимость достаточно точного выполнения условия (2.3.19), т. е. условия перехода на изоперегрузочный участок траектории (условия стыковки участков *I* и *II*). Отклонение угла наклона траектории от потребного, превышающее $2 \dots 3^\circ$, приводит к неустойчивости процесса стабилизации перегрузки на изоперегрузочном участке спуска. От этого недостатка избавлены алгоритмы управления СА с плавным (по углу θ) переходом на изоперегрузочный участок траектории.

2.4. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ СА С ПЛАВНЫМ ПЕРЕХОДОМ НА УЧАСТОК ИЗОПЕРЕГРУЗОЧНОГО ДВИЖЕНИЯ

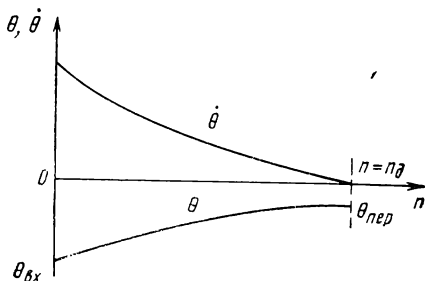
Рассмотрим алгоритмы управления СА, обеспечивающие плавный (по параметрам θ , v , H) переход на изоперегрузочный участок траектории, причем будем требовать выполнение следующих условий на начальном участке погружения:

$$\begin{aligned} n &= 0; \quad \theta = \theta_{\text{вх}}; \\ n &= n_{\text{д}}, \quad \dot{\theta} = \dot{\theta}_{\text{пер}}; \\ n &= n_{\text{д}}, \quad \left(\frac{d\theta}{dn} \right)_{\text{пер}} = 0, \end{aligned} \quad (2.4.1)$$

где $\theta_{\text{пер}}$ определяется в соответствии с (2.2.8). На рис. 2.8 приведен характер изменения параметров θ и $\dot{\theta}$ на начальном участке погружения.

Алгоритмы II. Аппроксимируем зависимость угла наклона траектории СА от полной перегрузки квадратичной параболой вида

$$\theta = An^2 + Bn + C. \quad (2.4.2)$$



2.8. Характер изменения θ и $\dot{\theta}$ на начальном участке погружения

Коэффициенты A, B, C нетрудно определять из условия (2.4.1).
Получим

$$\theta = (\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{пер}}) \left(\frac{n}{n_d} \right)^2 + 2(\theta_{\text{пер}} - \theta_{\text{вх}}) \frac{n}{n_d} + \theta_{\text{вх}}. \quad (2.4.3)$$

Продифференцируем (2.4.3) по времени:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{2(\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{пер}})}{n_d^2} n \frac{dn}{dt} + \frac{2(\theta_{\text{пер}} - \theta_{\text{вх}})}{n_d} \frac{dn}{dt}.$$

Используя второе уравнение системы уравнений движения, получим

$$\left[\frac{2(\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{пер}})}{n_d^2} n + \frac{2(\theta_{\text{пер}} - \theta_{\text{вх}})}{n_d} \right] \frac{dn}{dt} = \frac{c_y(\alpha) \rho v S}{2m} \cos \gamma - \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R_3} \right) \cos \theta. \quad (2.4.4)$$

Но
$$n_x = \frac{c_x \rho v^2 S}{2mg_0} \text{ и } \rho v S = \frac{2mg_0 n_x}{c_x v}.$$

Тогда (2.4.4), считая $\cos \theta \approx 1$, можно записать следующим образом:

$$K \cos \gamma = \left[\frac{2(\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{пер}})}{n_d^2} v (n - n_d) \frac{dn}{dt} - \frac{v^2}{R_3} + g \right] \frac{1}{n_x g}. \quad (2.4.5)$$

Используя (2.2.8), получим

$$K \cos \gamma = \left[\frac{2(\theta_{\text{вх}} \beta v^2 + 2g_0 n_x) (n - n_d)}{n_d^2 \beta v} \frac{dn}{dt} - \frac{v^2}{R_3} + g \right] \frac{1}{n_x g}. \quad (2.4.6)$$

Имея в виду, что $\theta_{\text{пер}}$ близко к нулю, т. е. $\theta_{\text{вх}} \beta v^2 \gg 2g_0 n_x$, с погрешностью в несколько процентов вблизи верхней границы коридора уравнение (2.4.6) можно упростить:

$$K \cos \gamma = \left[\frac{2\theta_{\text{вх}} V}{n_d^2} (n - n_d) \frac{dn}{dt} - \frac{v^2}{R_3} + g \right] \frac{1}{n_x g}. \quad (2.4.7)$$

Использование более точного закона (2.4.6) или приближенного (2.4.7) позволяет, выбирая произвольно один из управляющих параметров (α или γ), определять потребное значение другого параметра. Возможно программное изменение одного из управляющих параметров, например для регулирования тепловых нагрузок в процессе спуска. Однако параболическая аппроксимация имеет ряд существенных недостатков. Для управления на начальном участке погружения в соответствии с (2.4.6) необходимо определять на борту СА текущую скорость, угол входа и производную полной перегрузки по времени, причем последнее обстоятельство может привести к появлению больших методических погрешностей. Кроме того, при выходе на изоперегрузочный участок траектории $dn/dt=0$ и закон регулирования α и γ (2.4.6) не отражает уровня перегрузки,

т. е. на изоперегрузочном участке необходимо вводить комбинированный метод управления по α и γ , отличающийся от метода управления на начальном участке входа, что приводит к усложнению СУС СА.

В связи с этим рассмотрим алгоритм управления движением СА, который может быть использован как на начальном участке входа, так и на изоперегрузочном участке полета и для реализации которого необходима информация о высоте полета и наличие БЦВМ в контуре управления. Анализ алгоритма проведен в работе [71] без учета уноса ТЗП в процессе спуска. Получены решения в виде трансцендентных уравнений. Ниже анализируется возможность учета уноса ТЗП и упрощения уравнений.

Алгоритм III. Программу изменения c_y представим в параметрической форме:

$$c_y = c_{y_{вх}} - \xi F(H), \quad (2.4.8)$$

где $c_{y_{вх}}$ — значение c_y в момент входа СА в атмосферу; ξ — некоторый постоянный коэффициент; $F(H)$ — функция высоты полета.

Зададим $F(H)$ в виде

$$F(H) = \frac{\rho_0 e^{-\beta H} S}{\beta m}. \quad (2.4.9)$$

Поляру аппарата представим в виде

$$c_x = c_{x0} + K c_y^2. \quad (2.4.10)$$

Продифференцируем по времени (2.4.9). Получим

$$\frac{dF(H)}{dt} = -\frac{\rho_0 e^{-\beta H} S}{m} \frac{dH}{dt}; \quad \frac{dH}{dt} = v \sin \theta.$$

Полагая при малых θ $\sin \theta \approx \theta$ и $\cos \theta \approx 1$, будем иметь

$$\frac{dF(H)}{dt} = -\frac{\rho S v \theta}{m}. \quad (2.4.11)$$

Из первого уравнения системы уравнений движения

$$\frac{dv}{dF(H)} = \frac{c_x v}{2\theta} + \frac{mg_0}{\rho S v},$$

$$\text{или} \quad \frac{d}{dF(H)} \left(\frac{1}{v^2} \right) = -\frac{c_x}{\theta} \frac{1}{v^2} - \frac{2}{F(H) \beta R} \frac{1}{v^4}, \quad (2.4.12)$$

$$\text{где } \bar{v} = \frac{v}{\sqrt{g R_3}}.$$

Из второго уравнения системы уравнений движения

$$\left(\theta \frac{d\theta}{dF(H)} + \frac{c_y}{2} \right) F(H) \beta R = \frac{1 - v^2}{v^2}. \quad (2.4.13)$$

Исключая из (2.4.12) и (2.4.13) \bar{v} , получим

$$\begin{aligned} & \frac{d}{dF(H)} \left[\left(\theta \frac{d\theta}{dF(H)} + \frac{c_y}{2} \right) F(H) \beta R + 1 \right] = \\ & = - \left[\left(\theta \frac{d\theta}{dF(H)} + \frac{c_y}{2} \right) F(H) \beta R + 1 \right] \left\{ \frac{2}{F(H) \beta R} \left[\left(\theta \frac{d\theta}{dF(H)} + \frac{c_y}{2} \right) F(H) \beta R + 1 \right] + \frac{c_x}{\theta} \right\}, \end{aligned} \quad (2.4.14)$$

Используя (2.4.10), после несложных математических преобразований будем иметь

$$F(H) \theta \frac{d^2 \theta}{dF^2(H)} + \left[\theta + F(H) (c_{x0} + Kc_y^2) + 2F(H) \theta^2 + 2F(H) \theta c_y + \frac{4\theta}{\beta R} \right] \times \\ \times \frac{d\theta}{dF(H)} + F(H) \left(\frac{d\theta}{dF(H)} \right)^2 = - \left[\frac{F(H) c_y (c_{x0} + Kc_y^2)}{2\theta} + \right. \\ \left. + \frac{c_{x0} + Kc_y^2}{\theta \beta R} + \frac{F(H) c_y^2}{2} + \frac{2}{\beta^2 R^2 F(H)} + \frac{4c_y + c_y \beta R}{2\beta R} + \frac{1}{2} F(H) \frac{dc_y}{dF(H)} \right]. \quad (2.4.15)$$

Полученное уравнение может быть значительно упрощено, если пренебречь составляющей силы тяжести СА на направление его скорости, что вполне допустимо при малых углах входа в атмосферу.

В этом случае уравнение (2.4.15) можно привести к виду

$$F(H) \theta \frac{d^2 \theta}{dF^2(H)} + [\theta + (c_{x0} + Kc_y^2) F(H)] \frac{d\theta}{dF(H)} + F(H) \left(\frac{d\theta}{dF(H)} \right)^2 = \\ = - \left[\frac{1}{2} \left(c_y + F(H) \frac{dc_y}{dF(H)} \right) + \frac{1}{2\theta} (c_{x0} + Kc_y^2) c_y F(H) - \frac{c_{x0} + Kc_y^2}{\beta R \theta} \right]. \quad (2.4.16)$$

Уравнение (2.4.16) можно приближенно решить путем разложения в степенной ряд. Имеем

$$\theta^2 = \theta_{\text{вх}}^2 - c_{y \text{ вх}} F(H) + \frac{\xi F^2(H)}{2} + \frac{2}{\beta R} \frac{1 - \bar{v}_{\text{вх}}^2}{\bar{v}_{\text{вх}}^2} \ln \frac{F(H)}{F_{\text{вх}}(H)}. \quad (2.4.17)$$

Выражение для текущей скорости СА можно представить в виде

$$\frac{v_{\text{вх}}}{v} = \left\{ 1 - \frac{c_{x0} F(H)}{\theta_{\text{вх}}} \left[1 + \frac{c_{y \text{ вх}} F(H)}{4\theta_{\text{вх}}^2} \left(1 - 2\theta \frac{c_{x0}}{c_{y \text{ вх}}} \right) - Kc_{y \text{ вх}} c_{x0} \xi F(H) \right] \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (2.4.18)$$

Уравнения (2.4.17) и (2.4.18) удовлетворяют граничным условиям на левом конце (в момент входа в атмосферу). Необходимо так подобрать значение параметра ξ , чтобы удовлетворялись граничные условия на правом конце (в момент перехода на изопараметрическую траекторию).

Рассмотрим случай перехода СА на изоперегрузочный участок траектории ($n_x = \text{const}$). Будем считать, что на начальном участке погружения управление СА производится путем программного разворота по крену. В этом случае $c_x = c_{x \text{ вх}} = \text{const}$. Полет с постоянной осевой перегрузкой эквивалентен полету с постоянным скоростным напором ($q = \text{const}$), если пренебречь составляющей силы тяжести на направление вектора скорости. Имеем

$$\frac{mg_0}{S} \frac{\beta R_3 F(H)}{2q} = \frac{1}{v^2}. \quad (2.4.19)$$

Решая совместно (2.4.12) и (2.4.19), получим

$$\frac{d}{dF(H)} \left(\frac{mg_0}{S} \frac{\beta R_3 F(H)}{2q} \right) = - \frac{c_x}{\theta \bar{v}^2} \quad (2.4.20)$$

или

$$\frac{mg_0}{S} \frac{\beta R_3}{2q} = - \frac{c_x}{\theta \bar{v}^2}. \quad (2.4.21)$$

Используя (2.4.13) и (2.4.19), получим

$$c_x F(H) \left[\left(c_x + F(H) \frac{dc_x}{dF(H)} \right) + \frac{c_y}{2} \right] = \frac{mg_0}{2Sq} \frac{1}{\beta R_3 F(H)}. \quad (2.4.22)$$

Для того, чтобы переход на изоперегрузочный участок траектории был плавным, траектория в конце начального участка погружения должна удовлетворять уравнениям (2.4.21) и (2.4.22). Эти уравнения, используя (2.4.17) и (2.4.18), можно привести к виду

$$\frac{\xi F_k(H)}{c_{y \text{ вх}}} = 1 + \frac{2}{\beta R_3 c_{y \text{ вх}} F_k(H)} - \frac{mg_0 \bar{v}_{\text{вх}}^2}{2q c_{y \text{ вх}} S} + \frac{2F_k(H) c_{x \text{ вх}}^2}{c_{y \text{ вх}}}; \quad (2.4.23)$$

$$\frac{\xi F_k^2(H)}{2} = c_{x \text{ вх}}^2 F_k^2(H) + \theta_{\text{вх}}^2 + c_{y \text{ вх}} F_k(H) - \left(\frac{1 - \bar{v}_{\text{вх}}^2}{\bar{v}_{\text{вх}}^2} \right) \frac{2}{\beta R_3} \ln \frac{F_k(H)}{F_{\text{вх}}(H)}. \quad (2.4.24)$$

Индексом k обозначены параметры траектории в момент перехода на изоперегрузочный участок траектории.

Уравнения (2.4.23) и (2.4.24) содержат три неизвестных параметра: q , ξ и $F_k(H)$.

Задаваясь параметром q (а следовательно, и значением n_x), можно определить, решая совместно (2.4.23) и (2.4.24), параметр ξ , обеспечивающий плавный переход на изоперегрузочный участок траектории путем изменения эффективной составляющей подъемной силы и $F_k(H)$, т. е. на высоту, на которой осуществляется этот переход. Задача несколько усложняется тем, что уравнение (2.4.24) является трансцендентным относительно $F_k(H)$. В связи с этим можно попытаться аппроксимировать $\ln F_k(H)/F_{\text{вх}}(H)$ выражением $a + bF_k(H) + cF_k^2(H)$. Как показывают расчеты, при $mg_0/S = 6550 \text{ н/м}^2$ в диапазоне высот перехода от 50 до 70 км достаточную точность дают значения коэффициентов $a = 0,01$, $b = 1,53$, $c = -81,0$. Изложенная методика может быть использована при переходе СА на любой другой изопараметрический участок траектории. В частности, при переходе на изовысотный участок полета необходимо выполнить следующие условия на правом конце:

$$\theta_k = 0; \quad c_{y k} \frac{\rho_k \bar{v}_k^2}{2} S = mg (1 - \bar{v}_k^2). \quad (2.4.25)$$

Используя соотношения (2.4.17), (2.4.18) и (2.4.25), получим

$$\frac{\beta R F_k(H) c_{y k}}{2} + 1 = \frac{1}{\bar{v}_{\text{вх}}^2} \left\{ 1 - \frac{c_{x0} F_k(H)}{\theta_{\text{вх}}} \left[1 - \frac{c_{y \text{ вх}} F_k(H)}{4\theta_{\text{вх}}^2} \right] \left(1 - 2\theta_{\text{вх}} \frac{c_{x0}}{c_{y \text{ вх}}} \right) - \right. \\ \left. - K c_{y \text{ вх}} c_{x0} \xi F_k(H) \right\}. \quad (2.4.26)$$

Решение уравнения (2.4.26), пренебрегая величинами второго порядка малости, можно записать следующим образом:

$$\xi \approx \frac{c_{y \text{ вх}}}{F_k(H)} + \frac{\bar{v}_{\text{вх}}^2 - 1}{\bar{v}_{\text{вх}}^2} \frac{2}{\beta R F_k^2(H)}. \quad (2.4.27)$$

Задаваясь величиной $F_k(H)$ из (2.4.27), получим значение ξ и из (2.4.8) — значение коэффициента подъемной силы c_y .

Величину потребного угла крена СА можно определить из соотношения

$$c_{y \text{ вх}} \cos \varphi = c_{y \text{ вх}} - \xi F(H). \quad (2.4.28)$$

Построение СУС, основанной на использовании уравнений (2.4.23), (2.4.24) или (2.4.27), связано с необходимостью определения на борту СА текущей высоты полета, что представляет определенные технические трудности. Полученные уравнения являются приближенными, хотя анализ величины ошибок в определении конечных параметров траектории и методы их уменьшения не вызывают особых затруднений. Однако величина $F(H)$ зависит от текущей массы СА, которая при входе с гиперболическими скоростями может меняться в значительных пределах из-за уноса теплозащитного покрытия, что потребует коррекция алгоритма управления. Кроме того, алгоритмы управления на начальном участке входа и участке изоперегрузочного движения будут различными, что приведет к усложнению аппаратного решения СУС. Учет уноса ТЗП в процессе спуска может быть произведен следующим образом.

В соответствии с работой [32] удельный расход ТЗП с единицы поверхности можно оценить по формуле

$$\frac{dm}{dt} = \frac{Aq_r^2 + q_k - \sigma \varepsilon T_p^4}{gJ_{\text{эф}}}, \quad (2.4.29)$$

где A — коэффициент, определяющий поглощательную способность покрытия; q_r и q_k — радиационный и конвективный тепловые потоки, зависящие от параметров движения аппарата и его конфигурации; σ — постоянная Стефана — Больцмана; ε — степень черноты поверхности аппарата; T_p — температура разрушения ТЗП; $J_{\text{эф}}$ — эффективная энтальпия материала теплозащиты.

Будем использовать формулу (2.4.29) для расчета удельного расхода ТЗП в районе критической точки. Осреднение удельного уноса ТЗП на оmyваемой поверхности СА для исследования влияния уноса ТЗП на параметры движения СА на начальном участке погружения может быть произведено введением некоторого поправочного коэффициента η ($0 \leq \eta \leq 1$). Значение η зависит от параметров движения СА, его формы, характера обтекания, от физико-химических превращений в пограничном слое и т. д. Если через \bar{S} обозначить площадь оmyваемой поверхности СА, то получим приближенную формулу для определения массы уносимого покрытия в процессе спуска:

$$m_{yH} = \bar{S} \eta \int_0^t \frac{Aq_r + q_k - \sigma \varepsilon T_p^4}{gJ_{\text{эф}}} dt. \quad (2.4.30)$$

Если через m_0 обозначить начальную массу СА, то текущая масса будет равна

$$m = m_0 - \bar{S} \eta \int_0^t \frac{Aq_r + q_k - \sigma \varepsilon T_p^4}{gJ_{\text{эф}}} dt. \quad (2.4.31)$$

Тогда уравнение (2.4.11) запишется следующим образом:

$$\frac{dF(H)}{dt} = - \frac{\rho S v \theta}{m} - \frac{\rho S}{\beta m^2} \frac{dm}{dt}, \quad (2.4.32)$$

где m определяется по формуле (2.4.31), а dm/dt — в соответствии с (2.4.29).

Таким образом, рассмотренные алгоритмы СУС требуют или достаточно точного выполнения условия перехода на изопараметрический участок траектории (алгоритмы Ia, б), определения в процессе спуска таких параметров траектории, которые трудно реализовать бортовыми средствами, или различной оптимизации СУС на различных участках траектории спуска (алгоритмы II, III).

В связи с этим рассмотрим многошаговый адаптивный алгоритм управления движением СА на начальном участке погружения и участке изоперегрузочного полета, реализуемый современными бортовыми средствами и обладающий хорошими динамическими свойствами на всех участках траектории спуска (алгоритм IV). В данном алгоритме использована тригонометрическая аппроксимация производной полной перегрузки СА по скорости полета [47]. Ниже приводятся результаты расчета алгоритма с учетом уноса ТЗП СА в процессе спуска.

2.5. МНОГОШАГОВЫЙ АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СА (АЛГОРИТМ IV)

Алгоритм должен удовлетворять следующим условиям:

- 1) обеспечивать плавный выход на изоперегрузочный участок траектории без перерегулирования;
- 2) при пассивном спуске обеспечивать управление как по углу крена, так и по двум управляющим параметрам (α — γ -управление);
- 3) на изоперегрузочном участке траектории использовать такой же закон управления, что и на начальном участке погружения;
- 4) реализовывать возможность управления как продольной, так и боковой дальностью спуска;
- 5) быть работоспособным при спуске в пределах максимума ширины коридора входа;
- 6) иметь возможность практической реализации достаточно простыми бортовыми средствами.

Используя приведенное ранее разбиение траектории спуска на характерные участки (см. рис. 2.3), рассмотрим работу СУС на каждом из этих участков:

1—2 — участок, на котором уточняются условия входа СА и определяется требуемая программа управления;

2—2' — участок плавного выведения СА на заданное значение перегрузки;

2'—3 — изоперегрузочный участок, причем предполагается, что заданное значение перегрузки может изменяться в процессе спуска с целью обеспечения необходимой дальности полета и допустимой дозы перегрузки;

3—4 — конечный участок спуска. На этом участке с целью увеличения точности посадки СА возможно использование неавтономных методов управления.

Потребуем выполнения следующего условия:

$$n' = \frac{dn}{dv} = 0 \text{ при } n = n_d. \quad (2.5.1)$$

Запишем выражение для производной перегрузки СА по скорости полета:

$$n' = \frac{v \sqrt{1+K^2}}{g} \left(\frac{c_x S \rho}{m} + \beta \theta \right) - \frac{c_x S \rho v^2}{2 (mg_0)^2} \sqrt{1+K^2} \frac{d(mg_0)}{dv}. \quad (2.5.2)$$

Масса СА меняется из-за уноса ТЗП.

В связи с тем, что

$$m = m_0 - m_{yn}, \quad (2.5.3)$$

имеем

$$\frac{dm}{dv} = - \frac{dm_{yH}}{dv}, \quad (2.5.4)$$

или, используя (2.4.30) и считая θ малым по абсолютной величине:

$$\frac{d(mg_0)}{dv} = - \frac{2m\bar{S}\eta (Aq_r + q_k - \sigma\epsilon T_p^4)}{c_{x\phi} v^2 S J_{\text{эф}}}. \quad (2.5.5)$$

Тогда (2.5.2) можно записать следующим образом:

$$n' = \frac{v \sqrt{1+K^2}}{g} \left(\frac{c_x S \rho}{m} + \beta \theta \right) + \frac{\bar{S} \eta \sqrt{1+K^2} (Aq_r + q_k - \sigma\epsilon T_p^4)}{mg^2 J_{\text{эф}}}. \quad (2.5.6)$$

Методика расчета тепловых потоков q_r и q_k достаточно хорошо отработана [35]. В частности, в работе [32] приведен график изменения этих потоков по времени при входе СА в атмосферу Земли со скоростью 17 км/с. Следует заметить, что унос массы ТЗП приводит не только к изменению массы аппарата в процессе спуска, но и к изменению его конфигурации, т. е. к изменению его аэродинамических характеристик, что в ряде случаев необходимо учитывать.

Без учета уноса ТЗП в процессе спуска (2.5.6) запишется следующим образом:

$$n' = \frac{v \sqrt{1+K^2}}{g} \left(\frac{c_x S \rho}{m} + \beta \theta \right). \quad (2.5.7)$$

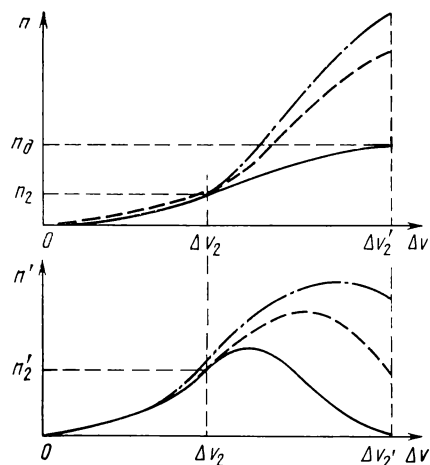
Обозначим $\Delta v = V_{\text{вх}} - v$. (2.5.8)

Характер изменения n и n' по Δv приведен на рис. 2.9. Пунктиром показан характер изменения n и n' при полете после точки 2 (см. рис. 2.3) с $K = \text{const}$.

На участке 1—2 движение СА будет происходить с постоянными значениями углов атаки и крена, имеющими место при входе СА в атмосферу. Производная перегрузки по скорости на участке 1—2 определяется выражением (2.5.2). На участке 2—2' кривую dn/dv аппроксимируем следующей функцией:

$$n'_{2-2'} = A \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T} v \right), \quad (2.5.9)$$

где $T = V_{\text{вх}} - v_2$, v_2 — скорость СА, при которой $dn/dv = 0$; $A = n'_{\text{max}}/2$ — амплитуда колебаний аппроксимирующей функции; $\Delta v = V_{\text{вх}} - v$.



2.9. Характер изменения перегрузки СА и производной перегрузки по скорости на начальном участке погружения

— K —var; --- K —const без уноса ТЗП; -.-. K —const с уносом ТЗП

Аппроксимация вида (2.5.9) хорошо согласуется с численными оценками изменения перегрузки на начальном участке погружения [1].

Таким образом, после точки 2 конструируется специальная программа скорости нарастания перегрузки. Точка 2 определяется из следующих условий:

$$\begin{aligned} 1) \quad n' &= n'_{2-2'}; \\ 2) \quad n'' &= n''_{2-2'}; \\ 3) \quad n + \Delta n_{2-2'} &= n_d, \end{aligned} \quad (2.5.10)$$

где n, n', n'' — текущие значения перегрузки СА и ее производных по скорости; $n'_{2-2'}, n''_{2-2'}$ — значения аппроксимирующей функции и ее производной; $\Delta n_{2-2'}$ — приращение перегрузки СА на участке 2—2'.

Условия 1 и 2 выражения (2.5.10) обеспечивают непрерывность кривой dn/dv и являются условиями стыковки аппроксимирующей функции с кривой, определяемой выражением (2.5.2). Условие 3 требует, чтобы в точке 2' $dn/dv = 0$ и $n = n_d$.

Задача заключается в определении амплитуды A и периода T аппроксимирующей функции. Непосредственное определение A и T из (2.5.10) сложно. Условие (2.5.10) допускает на начальном участке погружения аппроксимацию процессов в системе с помощью функций с большим периодом и малым темпом изменения перегрузки. Такие функции непригодны для организации управления движением СА, так как их трудно реализовать в процессе управления. В связи с этим, стыковку аппроксимирующей функции с действительной кривой необходимо производить в районе максимума аппроксимирующей функции. Для этого сместим аргумент в выражении (2.5.9) на π . Получим

$$n'_{2-2'} = A \left[1 + \cos \left(\frac{2\pi}{T} \Delta v - \pi \right) \right] \quad (2.5.11)$$

или, разложив правую часть в ряд в окрестности максимума аппроксимирующей функции, будем иметь

$$n'_{2-2'} = 2A - A \left(\frac{2\pi}{T} \Delta v - \pi \right). \quad (2.5.12)$$

Из (2.5.9) следует, что в районе максимума аппроксимирующей функции скорость изменения перегрузки $n'_{2-2'} \approx 2A$. Тогда из (2.5.12) следует, что

$$T = 2\Delta v = 2(V_{\text{вх}} - v). \quad (2.5.13)$$

Определим второй параметр аппроксимирующей функции. Из (2.5.11) имеем

$$n''_{2-2'} = -\frac{A2\pi}{T} \sin \frac{2\pi}{T} \Delta v. \quad (2.5.14)$$

С другой стороны, дифференцируя по v (2.5.2), получим

$$n'' = \frac{2(n'v - n)}{v^2} + \frac{\beta}{g} \sqrt{1+K^2} \left(\frac{d\theta}{dv} v + \theta \right) - \\ - \frac{c_x S \sqrt{1+K^2}}{2} \frac{d}{dv} \left(\frac{\rho v^2}{G^2} \frac{d(mg_0)}{dv} \right). \quad (2.5.15)$$

Входящие в выражение (2.5.15) производные от параметров движения СА и параметров аппарата по скорости полета определяются следующим образом:

$$\frac{d}{dv} (\rho v^2) = \frac{2v\theta\beta m}{c_x S} + 2v\rho;$$

$$\frac{d^2(mg_0)}{dv^2} = \left\{ -\frac{2\bar{S}\eta}{c_x S} \frac{d}{dt} \left[\frac{m(Aq_r + q_k - \sigma_\varepsilon T_p^4)}{J_{эф}\rho v^2} \right] \right\} \frac{dt}{dv},$$

или

$$\frac{d^2(mg_0)}{dv^2} = \left[-\frac{2\bar{S}\eta}{c_x S} \frac{d}{dt} \left(\frac{m\dot{G}_{кр}}{\rho v^2} \right) \right] \frac{dt}{dv}.$$

Используя эти зависимости и (2.5.5), получим выражение второй производной перегрузки СА по скорости полета. При расчете алгоритма управления без учета уноса ТЗП выражение (2.5.15) значительно упрощается:

$$n'' = \frac{2(n'v - n)}{v^2} + \frac{\beta}{g} \sqrt{1+K^2} \left(\frac{d\theta}{dv} v + \theta \right). \quad (2.5.16)$$

Из (2.5.9) и (2.5.14) с учетом (2.5.13) имеем

$$\left(\frac{n'_{2-2'} - A}{A} \right)^2 + \left(\frac{n''_{2-2'} \Delta v}{\pi A} \right)^2 = 1. \quad (2.5.17)$$

Отсюда

$$A = \frac{|n'_{2-2'}|}{2} + \frac{(n''_{2-2'})^2 \Delta v^2}{|n'| 2\pi^2}. \quad (2.5.18)$$

Данная аппроксимация скорости нарастания перегрузки позволяет прогнозировать значение перегрузки $n_{2-2'}$ к моменту достижения $n'=0$. Действительно, используя (2.5.13) и (2.5.18), проинтегрируем выражение (2.5.9) от текущего момента до окончания интервала аппроксимации. Получим

$$n_{2-2'} = \int_{\Delta v}^{2\Delta v} A \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T} \Delta v \right) d\Delta v, \quad (2.5.19)$$

или

$$n_{2-2'} = A\Delta v + \frac{n''}{\pi^2} \Delta v^2. \quad (2.5.20)$$

Выражение (2.5.20) позволяет производить проверку условия 3 (2.5.10). В случае его выполнения вычисление параметров аппроксимирующей функции прекращается, фиксируется точка 2 и соответствующие ей параметры аппроксимирующей функции T_2 и A_2 .

которые закладываются в память БЦВМ. Значения A_2 и T_2 используются для вычисления после точки 2 потребных значений $n'_{\text{тр}}$ и $n_{\text{тр}}$, обеспечивающих плавный выход на участок изоперегрузочного движения. Имеем

$$n'_{\text{тр}} = A_2 \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T_2} \Delta v \right). \quad (2.5.21)$$

Проинтегрировав (2.5.21) по скорости, получим

$$n_{\text{тр}} = n_2 - \frac{A_2 T_2}{\pi} \cos \frac{2\pi}{T_2} (\Delta v_2 - \Delta v) \sin \frac{2\pi}{T_2} (\Delta v_2 - \Delta v) + A_2 (\Delta v - \Delta v_2), \quad (2.5.22)$$

где $\Delta v = V_{\text{вх}} - v$, а $\Delta v_2 = V_{\text{вх}} - v_2$; n_2 — значение действующей перегрузки в точке 2.

Вычисленные значения $n_{\text{тр}}$ и $n'_{\text{тр}}$ используются для формирования команд управления по углам атаки и крена.

Таким образом, рассмотренный алгоритм управления позволяет прогнозировать значение перегрузки СА на начальном участке погружения; допускает возможность изменения уровня перегрузки на изоперегрузочном участке траектории, что позволяет сформировать достаточно простые и эффективные алгоритмы управления дальностью спуска; дает возможность учитывать унос ТЗП в процессе спуска; имеет одинаковую приборную реализацию как на начальном участке погружения, так и на изоперегрузочном участке спуска. Рассмотрим способы формирования команд управления при данном алгоритме работы СУС.

2.6. ФОРМИРОВАНИЕ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ ПО УГЛАМ АТАКИ И КРЕНА

Для выведения СА в заданный район с определенной точностью строится опорный профиль траектории СА в пространстве, который затем отслеживается системой управления до выполнения терминальных условий.

Полученные значения $n'_{\text{тр}}$ и $n_{\text{тр}}$ используются для формирования команд управления в каналах угла атаки α и угла крена γ [47].

Имеем

$$\frac{n}{n_{\text{тр}}} = \frac{c_R}{c_{R\text{тр}}}, \quad (2.6.1)$$

где n — текущее значение перегрузки СА: $n_{\text{тр}}$ — потребное значение перегрузки, вычисленное в соответствии с (2.5.22); c_R и $c_{R\text{тр}}$ — текущее и потребное значения коэффициентов полной аэродинамической силы.

Если обозначить $\Delta n = n_{\text{тр}} - n$ и $\Delta c_R = c_{R\text{тр}} - c_R$, то используя (2.6.1), получим

$$\frac{n_{\text{тр}} - \Delta n}{n_{\text{тр}}} = \frac{c_R}{c_R + \Delta c_R}$$

или, пренебрегая величиной $\Delta n \Delta c_R$:

$$\Delta c_R = \left(1 - \frac{n}{n_{\text{тр}}}\right) c_R. \quad (2.6.2)$$

Зная текущую перегрузку СА, текущее значение c_R и вычислив требуемое значение Δc_R , определяем значение $n_{\text{тр}}$, необходимое для выхода на изоперегрузочный участок, а затем, используя выражение для поляры СА, — требуемое значение угла атаки $\alpha_{\text{тр}}$:

$$\alpha_{\text{тp}i} = \alpha_{\text{тp}i-1} + \left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_R} \right)_{i-1} \Delta c_R. \quad (2.6.3)$$

При непрерывном вычислении Δc_R требуемое значение угла атаки может быть определено в соответствии с (2.6.3). При наличии дискретности формирования команды управления необходимо учитывать ошибку в определении Δn . Действительно, к началу следующего цикла формирования команды по Δn накопится ошибка, равная

$$\Delta n^* = n' \Delta v_i,$$

где Δv_i — изменение скорости за интервал повторения цикла формирования команды управления $t_{\text{ц}}$.

В связи с этим необходимо прогнозирование скорости СА на всех участках спуска. При наличии БЦВМ возможно прямое интегрирование уравнений движения СА в ускоренном масштабе времени, причем рационально использование уравнений вида (5.3.1). Для уменьшения загруженности БЦВМ возможно использование решения уравнений движения в виде разложения в ряд по степеням малого параметра. Этот прием заключается в следующем.

Для случая продольного движения СА в условиях невращающейся планеты уравнения движения можно привести к виду

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{V}^2}{d \lg \bar{\rho}} &= \frac{4}{(\beta R_{\Pi})^2} + \frac{c_{x\bar{\rho}} \bar{V}^2}{(\beta R_{\Pi})^2 \sqrt{1 - \cos^2 \theta}}; \\ \frac{d \cos \theta}{d \lg \bar{\rho}} &= \frac{1}{\beta R_{\Pi}} \left(\frac{c_{y\bar{\rho}}}{2} + \cos \theta \right) - \frac{\cos \theta}{\bar{V}^2 \beta R_{\Pi}}, \end{aligned} \quad (2.6.4)$$

где $\bar{V} = \frac{V}{\bar{V}_{\text{кр}}}$; $\bar{\rho} = \frac{SR_{\Pi}}{m}$; R_{Π} — средний радиус планеты.

Масса СА при наличии уноса теплозащитного покрытия вычисляется в соответствии с (2.4.31), т. е.

$$m = m_0 - \bar{S}_{\eta} \int_0^t \frac{Aq_r + q_k - \sigma \varepsilon T_p^4}{gJ_{\text{эф}}} dt.$$

Решение системы (2.6.4) представим в виде разложения в ряд по степеням малого параметра $\varepsilon = \frac{1}{\beta R_{\Pi}}$:

$$\bar{V} = \bar{V}_0 + \varepsilon \bar{V}_1 + \varepsilon^2 \bar{V}_2 + \dots; \quad (2.6.5)$$

$$\cos \theta = \cos \theta_0 + \varepsilon \cos \theta_1 + \varepsilon^2 \cos \theta_2 + \dots \quad (2.6.6)$$

Функции \bar{V}_n и $\cos \theta_n$ удовлетворяют начальным условиям

$$\bar{V}_0 = \bar{V}_{\text{вх}}, \quad \bar{V}_n = 0, \quad \cos \theta_0 = \cos \theta_{\text{вх}}, \quad \cos \theta_n = 0, \quad (2.6.7)$$

Аэродинамические коэффициенты СА разложим в ряд следующим образом:

$$c_x(\bar{V}, \bar{\rho}) = c_x(\bar{V}_0, \bar{\rho}) + \varepsilon \frac{\partial c_x}{\partial \bar{V}}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_1 + \varepsilon^2 \left[\frac{\partial c_x}{\partial \bar{V}}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_2 + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 c_x}{\partial \bar{V}^2}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_1^2 \right] + \dots \quad (2.6.8)$$

$$c_y(\bar{V}, \bar{\rho}) = c_y(\bar{V}_0, \bar{\rho}) + \varepsilon \frac{\partial c_y}{\partial \bar{V}}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_1 + \varepsilon^2 \left[\frac{\partial c_y}{\partial \bar{V}}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_2 + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 c_y}{\partial \bar{V}^2}(\bar{V}_0, \bar{\rho}) \bar{V}_1^2 \right] + \dots \quad (2.6.9)$$

Подставляя выражения (2.6.5), (2.6.6), (2.6.8), (2.6.9) в (2.6.4) и приравнявая коэффициенты при одинаковых степенях параметра ε , получим

$$\bar{V}_0 = \bar{V}_{\text{вх}}; \quad \cos \theta_0 = \cos \theta_{\text{вх}};$$

$$\bar{V}_1 = \frac{1}{\bar{V}_{\text{вх}}} \lg \frac{\bar{\rho}}{\bar{\rho}_{\text{вх}}} + \frac{V_{\text{вх}}}{2 \sin \theta_{\text{вх}}} \int_{\bar{\rho}_{\text{вх}}}^{\bar{\rho}} \bar{c}_x(\bar{V}_{\text{вх}}, \bar{\rho}) d\bar{\rho}; \quad (2.6.10)$$

$$\cos \theta_1 = \left(\frac{\bar{V}_{\text{вх}}^2 - 1}{\bar{V}_{\text{вх}}^2} \right) \cos \theta_{\text{вх}} \lg \frac{\bar{\rho}}{\bar{\rho}_{\text{вх}}} + \frac{1}{2} \int_{\bar{\rho}_{\text{вх}}}^{\bar{\rho}} c_y(\bar{V}_{\text{вх}}, \bar{\rho}) d\bar{\rho}. \quad (2.6.11)$$

Точно так же можно определить \bar{V}_2 , $\cos \theta_2$ и т. д.

При прогнозировании величины Δv_i возможно использование первых трех членов в разложении (2.6.5). При малом времени $t_{\text{ц}}$ ($t_{\text{ц}} \leq 0,5$ с) ошибки в определении Δn^* незначительны, если использовать величину изменения скорости на предыдущем шаге, что подтверждается анализом численных расчетов траекторий управляемого спуска СА. В этом случае

$$\Delta n^* = n' \Delta v_{i-1}.$$

Тогда (2.6.2) запишется следующим образом:

$$\Delta c_R = \frac{n_{\text{тр}} - n + \Delta n^*}{n_{\text{тр}}} c_R. \quad (2.6.12)$$

Таким образом, регулирование угла атаки СА в соответствии с (2.6.3) позволяет обеспечить выход СА на заданный уровень перегрузки. Для получения плавного по углу θ выхода на изоперегрузочный участок необходимо выполнение условия

$$\Delta n' = n' - n'_{\text{тр}} = 0, \quad (2.6.13)$$

где $n'_{\text{тр}}$ определяется из (2.5.21), а n' из (2.5.6) при наличии уноса ТЗП или из (2.5.7) при расчетах без учета уноса ТЗП. Выполнение

условия (2.6.13) обеспечивается изменением угла крена СА. Для определения требуемого закона изменения угла крена СА определим требуемое значение угла наклона траектории спуска.

Из (2.5.2) найдем $\theta_{\text{тр}}$, считая, что $n' = n'_{\text{тр}}$, которое определяется из выражения (2.5.21). Получим

$$\theta_{\text{тр}} = \frac{n'_{\text{тр}} g - v \sqrt{1+k^2} \frac{c_x S \rho}{m} + \frac{c_x S \rho v^2 g}{2(mg_0)^2} \sqrt{1+k^2} \frac{d(mg_0)}{dv}}{v \beta \sqrt{1+k^2}}. \quad (2.6.14)$$

Если не учитывать унос ТЗП на участке спуска, то (2.6.14) упрощается. В этом случае

$$\theta_{\text{тр}} = \frac{(v n'_{\text{тр}} - 2n_{\text{тр}}) c_x g}{\beta c_R v^2} \frac{c_R}{c_{R \min}}. \quad (2.6.15)$$

Для получения требуемого значения угла наклона траектории необходимо изменять эффективное аэродинамическое качество СА $K_{\text{эф}} = K \cos \gamma$. Запишем выражение для текущего значения угла наклона траектории (считая θ малым):

$$\frac{d\theta}{dv} = -\frac{K \cos \gamma}{v} + \frac{\left(\frac{1}{v} - \frac{v}{R_{3g}}\right)}{n_x}. \quad (2.6.16)$$

Интегрируя (2.6.16), получим

$$\theta = \theta_{\text{вх}} - \int_{v_{\text{вх}}}^{v_2} \frac{K \cos \gamma}{v} dv + \int_{v_{\text{вх}}}^{v_2} \frac{\left(\frac{1}{v} - \frac{v}{R_{3g}}\right)}{n_x} dv. \quad (2.6.17)$$

При $K = K_{\text{тр}}$ $\theta = \theta_{\text{тр}}$. Отсюда (2.6.17) можно записать следующим образом:

$$\theta_{\text{тр}} = \theta_{\text{вх}} - \int_{v_{\text{вх}}}^{v_2} \frac{K \cos \gamma_{\text{тр}}}{v} dv + \int_{v_{\text{вх}}}^{v_2} \frac{\left(\frac{1}{v} - \frac{v}{R_{3g}}\right)}{n_{x \text{ тр}}} dv. \quad (2.6.18)$$

Обозначим

$$\Delta \theta = \theta - \theta_{\text{тр}};$$

$$\Delta \cos \gamma = \cos \gamma - \cos \gamma_{\text{тр}}.$$

Вычитая (2.6.18) из (2.6.17) в предположении, что вторые интегралы в (2.6.17) и (2.6.18) примерно равны, и интегрируя, получим

$$\Delta \cos \gamma = \frac{\Delta \theta}{g n_x K \ln \frac{v_2}{V_{\text{вх}}}}. \quad (2.6.19)$$

Сомножитель $g n_x$ компенсирует неравенство вторых интегралов в (2.6.17) и (2.6.18). Выражение (2.6.19) позволяет определить зна-

чение $\Delta \cos \gamma$ в точке 2. На участке 2—2' значение угла крена определяется на каждом интервале формирования команды управления по формуле

$$\Delta \cos \gamma = \frac{\Delta \theta}{g n_x K \ln \frac{v_i}{v_{i-1}}}, \quad (2.6.20)$$

где v_i — скорость СА в начале интервала формирования команды управления по углу крена, а v_{i-1} — начальная скорость на предыдущем интервале.

Таким образом, зная текущее значение угла θ и вычисляя требуемое значение $\theta_{\text{тр}}$ в соответствии с (2.6.14), определяем $\Delta \theta$ и, используя (2.6.20), значение $\Delta \cos \gamma$, обеспечивающее плавный по углу θ переход на участок изоперегрузочного движения.

Аналогично способу уточнения величины ошибки, принятому при формировании управления по углу атаки, необходимо учитывать ошибку $\Delta \theta^*$, накапливаемую за интервал формирования команды управления по углу крена.

Прогнозирование угла θ может производиться в соответствии с (2.6.11) при большом времени цикла формирования команды управления.

При $t_{\text{ц}} \leq 0,5$ с возможно использование зависимости

$$\Delta \theta^* = \beta \dot{\theta} t_{\text{ц}}, \quad (2.6.21)$$

где β — некоторый постоянный коэффициент, который вводится в закон управления для уменьшения перерегулирования по углу наклона траектории; $\dot{\theta}$ — скорость изменения угла наклона траектории в момент формирования команды управления.

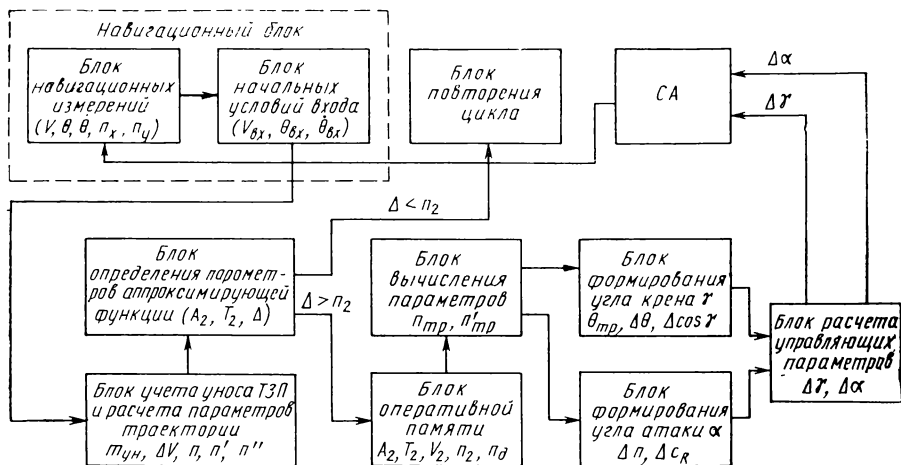
С учетом (2.6.21) выражение (2.6.20) запишется в виде

$$\Delta \cos \gamma = \frac{\theta - \theta_{\text{тр}} + \beta \dot{\theta} t_{\text{ц}}}{g n_x K \ln \frac{v_i}{v_{i-1}}} + \xi \dot{\theta}. \quad (2.6.22)$$

Добавочный член $\xi \dot{\theta}$ вводится для улучшения динамических характеристик СА в процессе спуска. Выбор рационального значения коэффициента ξ рассмотрен в гл. 5 настоящей книги.

Как указывалось в разд. 2.5, выражение (2.5.20) позволяет производить проверку условия 3 (2.5.10). При необходимости изменения величины допустимой перегрузки в процессе спуска нужно в условие 3 выражения (2.5.10) подставить соответствующее значение допустимой перегрузки. Получим новые значения A_2 , T_2 и в соответствии с (2.5.21) и (2.5.22) — новые значения $n_{\text{тр}}$ и $n'_{\text{тр}}$. Это позволяет сформировать достаточно простые и эффективные алгоритмы управления дальностью спуска СА, основанные на прогнозировании перегрузки в процессе спуска.

Как правило, при проектировании СА одной из задач системы управления спуском является обеспечение полета СА по траектории с минимальными тепловыми нагрузками, что связано с необходи-



2.10. Структурная схема многошагового алгоритма СУС (алгоритм IV)

мостью принудительного изменения угла атаки. При этом меняется режим обтекания СА. При однопараметрическом управлении необходимость изменения управляющего параметра в целях минимизации теплового нагрева СА приводит к усложнению закона управления. При двухпараметрическом управлении возможно перераспределение функций управления между каналами. В рассмотренном выше алгоритме управления такое перераспределение управления между каналами угла атаки и крена можно обеспечить смещением значения $\theta_{тр}$ в виде

$$\theta_{тр}^* = \frac{c_R}{c_R^*} \theta_{тр}, \quad (2.6.23)$$

где c_R — соответствует текущему значению угла атаки, а c_R^* — требуемому значению угла атаки.

Таким образом, рассмотренный алгоритм формирования углов атаки и крена обеспечивает компенсацию отклонения перегрузки от заданного значения с помощью изменения угла атаки, а угол крена используется для регулирования скорости изменения перегрузки СА в процессе спуска.

Структурная схема рассмотренного алгоритма управления движением СА (алгоритм IV) приведена на рис. 2.10.

Анализ результатов моделирования траекторий спуска приведен в гл. 5 настоящей работы.

ГЛАВА 3. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНОСТЬЮ ПОЛЕТА СА НА АВТОНОМНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

3.1. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ ПРИ ПОЛЕТЕ СА С ПОСТОЯННОЙ ПЕРЕГРУЗКОЙ

Система управления движением СА должна решать две основные задачи: во-первых, обеспечение надежного захвата СА атмосферой при определенной «комфортности» полета по траектории спуска с учетом различного рода ограничений и, во-вторых, приведение СА в район точки посадки и обеспечение посадки с высокой точностью. В гл. 2 были рассмотрены алгоритмы управления движением СА, используемые для решения первой задачи, при условии, что скорость входа СА превышает вторую космическую, а управление полетом осуществляется путем использования только аэродинамических сил. Рассмотрим некоторые вопросы, связанные с решением второй задачи — точной посадкой СА, входящего в атмосферу Земли с гиперболической скоростью. Для наглядности в этой же главе приводятся результаты расчета траекторий спуска СА типа полукокус (аэродинамические и массовые характеристики СА приведены в разд. 1.2) при входе в атмосферу Земли со скоростью 16 км/с.

Вопросам исследования алгоритмов управления дальностью спуска СА при входе со скоростями, близкими к параболической, посвящено достаточно большое количество работ [1, 7, 18, 35, 36 и др.]. В ряде работ рассмотрены эти вопросы при спуске с гиперболическими скоростями. В частности, в работе [6] предложено управление дальностью спуска начинать после обеспечения устойчивого захвата СА атмосферой при снижении скорости СА до 10... 11 км/с. В данной книге рассмотрены методы управления дальностью полета СА с одновременным решением вопросов захвата СА атмосферой и обеспечением приемлемой «комфортности» траекторий спуска. Рассматривались траектории с одним погружением в атмосферу (прямой спуск) на высотах условного перигея H_{π} , ограниченных величиной предельного коридора входа ΔH_{π} , причем попадающей считалась такая траектория, на которой при некоторой скорости в точке 3 (v_3) (см. рис. 2.3) выполнялось условие

$$L_{1,3} = L_{\text{тр}} - L_{3,4},$$

где $L_{\text{тр}} = L_{1,4}$ — заданная дальность по поверхности Земли от точки входа 1 до точки посадки 4; $L_{1,3}$ — дальность, соответствующая пройденным СА участкам до конца изоперегрузочного режима; $L_{3,4}$ — дальность, соответствующая конечному участку спуска.

Дальность $L_{3,4}$ зависит от параметров движения СА в конце изоперегрузочного участка.

Для увеличения точности посадки СА по сравнению с существующими системами на конечном участке спуска предлагается использовать неавтономные методы управления (см. гл. 4). В соот-

ветствии с принятой логикой управления, т. е. при непосредственном переходе от участка изоперегрузочного движения СА к неавтономному участку, для каждой высоты условного перигелия коридора входа могут быть получены минимальная и максимальная дальности спуска.

Минимальная дальность $L_{\text{тр min}}$ определяется, наряду с тепловыми нагрузками, величиной дозы перегрузки Ψ , действующей на экипаж СА, и допустимым уровнем перегрузки n_d .

Доза перегрузки определяется следующим образом:

$$\Psi = \int_{t_1}^t \frac{dt}{T(n)},$$

где $T(n) = \left(\frac{7,19 \cdot 10^4}{n^3} + 12 \right)$, с (при $\varphi = 78^\circ$) — аппроксимация экспериментальной кривой [5]; φ — угол между линией действия полной перегрузки и продольной осью человеческого тела. Возможно использование выражения, приведенного в работе [19]:

$$T(n) = \frac{2800}{\sqrt{(cn - 3)^3}}, \text{ с},$$

где c — некоторый постоянный коэффициент, зависящий от угла φ .

Максимальная дальность $L_{\text{тр max}}$ при условии $H_{\text{III}} \leq 80$ км ограничена аэродинамическими возможностями СА. Таким образом при определении диапазона возможных дальностей спуска $L_{\text{тр}}$ з критерий приемлемости траекторий принимались условия:

$$1) n \leq n_d (n_d = 6);$$

$$2) \Psi_{03} = \int_{t_1}^{t_3} \frac{dt}{T(n)} \leq 1; \quad (3.1.1)$$

$$3) H_{\text{III}} \leq 80 \text{ км}.$$

Требуемую дальность полета СА можно получить отслеживанием заданного постоянного значения перегрузки на основе линейного прогноза отклонений конечной дальности. Отслеживаемую перегрузку на изоперегрузочном участке (участок III) запишем в виде

$$n_L = n_d + \frac{\partial n_L}{\partial n_{2,3}} [L_{2,3} - L_{2,3, n_L = n_d}] = \text{const}, \quad (3.1.2)$$

$$\text{где } \frac{\partial n_L}{\partial n_{2,3}} = - \frac{n_d}{(L_{2,3})_{n_L = n_d}}.$$

Для верхней и нижней границ предельного коридора входа можно рассчитать зависимость $n_L (L_{\text{тр}})$. Эта зависимость для рассматриваемого СА представлена в табл. 3.1.

После плавного выхода СА на допустимый уровень перегрузки ($n_d = 6$) начинается отслеживание постоянного значения перегрузки $n_L = n_L (L_{\text{тр}})$. Результаты проведенных расчетов показали, что при

Таблица 3.1

$L_{\text{тр}}, \text{ км}$	n_L	
	$H_{\pi \text{Н}} = 37 \text{ км}$	$H_{\pi \text{В}} = 69 \text{ км}$
3000	7,62	8,44
4000	5,46	6,00
6000	1,15	1,12

отсутствии ограничений по $\dot{\alpha}$ и «принудительном» регулировании угла атаки ($\alpha \rightarrow \alpha^*$) (для уменьшения тепловых нагрузок) в случае движения по нижней границе коридора при $n_L > 6$ к моменту начала неавтономного участка доза перегрузки превышает допустимую величину. Для рассматриваемого СА минимальная дальность составляет около 4000 км.

В случае движения СА вблизи верхней границы коридора входа, при таком приближенном способе управления дальностью, СА рикошетирует, если требуемая дальность полета $L_{\text{тр}} > 4000$ км, так как не выполняется условие по захвату СА атмосферой:

$$n_L > n_{\text{захв}},$$

где $n_{\text{захв}}$ — минимальная перегрузка, при которой осуществляется захват СА атмосферой [1]:

$$n_{\text{захв}} = (\bar{v}^2 - 1) \frac{\sqrt{1 + K^2}}{K}.$$

При полете на меньшие дальности ($L_{\text{тр}} < 4000$ км) не выполняется условие по ограничению максимального значения перегрузки ($n_{\text{max}} > n_d = 6$). Рикошетирующее СА можно предотвратить, если отказаться от «принудительного» регулирования угла атаки при наличии ограничения по $\dot{\alpha}$ (табл. 3.2). В табл. 3.2 приведены значения параметров траектории в характерных точках (рис. 2.3) при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с, $\xi = -80$ с, $L_{\text{тр}} = 5000$ км и $n_{L2} = n_d + \Delta n_{\text{тр}} = \text{const}$.

То обстоятельство, что при движении СА вблизи верхней границы коридора происходит рикошетирующее поведение аппарата в случае $L_{\text{тр}} > 4000$ км потребовало изыскания дополнительных способов, направленных на предотвращение этого нежелательного явления. В частности, был рассмотрен следующий алгоритм управления дальностью: в каждой точке изоперегрузочного участка (с дискретностью, соответствующей циклу работы БЦВМ) определяется требуемая перегрузка $n_{\text{тр}}$ из условия

$$\sum_i F_i(n_{\text{тр}}) \leq 0, \quad (3.1.3)$$

$$\text{где } \sum_i F_i(n_{\text{тр}}) = \frac{mv^2}{R_3} + Y \cos \gamma - mg,$$

здесь Y — подъемная сила СА;

Переход на управление дальностью происходит после момента времени, соответствующего $\theta \approx 0$. Требуемое значение перегрузки формируется следующим образом:

Краткая характеристика особенностей управления	Характерные точки траектории	Параметры траектории											Примечания	
		t, c	$v, км/с$	$H, км$	$L, км$	$\theta_{тр}, ^\circ$	$\theta, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	$n_{тр}$	n	$\alpha, ^\circ$	ψ		
$H_{пр} = 69 км$ $\gamma_0 = 180^\circ$	$\dot{\alpha}_d = \infty$ $\alpha_* = 7^\circ$	51 67 144	15,50 14,80 13,26	65,9 60,5 80,1	199 1040 2105	-3,24 -0,18 -0,38	-1,32 -1,13 2,57	180 95 180	4,5 6 3,6	4,5 6,0 0,4	30,0 21,0 30,0	0,01 0,05 0,05	Начало α -уп- равления. Начало управления даль- ностью. Рикошет при $v > 11 км/с$	
	$\dot{\alpha}_d = 3^\circ/с$ $\alpha_* = 7^\circ$	67 146	14,80 13,18	60,5 80,3	1040 2128	-0,18 -0,33	-1,13 2,56	95 180	6 3,6	6,0 0,4	21,0 30,0	0,05 0,08		Рикошет при $v > 11 км/с$
	$\dot{\alpha}_d = 3^\circ/с$	67 527	14,80 3,68	61,3 41,0	1040 5283	-0,10 -1,55	-0,51 -1,54	97 74	6 3,6	6,0 3,6	23,6 16,4	0,05 0,34		Конец участка III ($v \approx 3,5 км/с$)
$H_{пр} = 37 км$ $\gamma_0 = 0^\circ$	$\dot{\alpha}_d = \infty$ $\alpha_* = 7^\circ$	26 29,5 550	15,84 15,70 3,66	66,4 62,6 38,4	408 462 5240	-10,45 -0,18 -1,30	-4,29 -3,60 -1,30	0 25,0 73,9	4,4 6 3,3	4,4 5,9 3,3	30,0 24,6 8,1	0,00 0,01 0,42	Начало γ - α -уп- равления $n_{max} =$ $= 6,3$ при $v =$ $= 15,4 км/с$ $L > L_{тр}$	
	$\dot{\alpha}_d = 3^\circ/с$	29,5	15,70	62,6	462	-0,18	-3,60	25,0	6	5,9	24,7	0,01		$L > L_{тр}$
	$\alpha_* = 7^\circ$	570	3,82	39,3	5576	-1,25	-1,24	74,2	3,3	3,3	8,6	0,35		
	$\dot{\alpha}_d = 3^\circ/с$	т. 2	29,5	15,70	62,6	462	-0,09	-3,58	0	6	5,9	24,7	0,01	$L > L_{тр}$
	т. 3	550	3,69	41,6	5407	-1,42	-1,42	72,8	3,3	3,3	16,4	0,3		

$$n_{\text{тр}} = \begin{cases} n_{\text{л}} & \text{при } \dot{\theta} > 0, \\ n_{*} & \text{при } \dot{\theta} \leq 0, \end{cases} \quad (3.1.4)$$

где

$$n_{*} = \begin{cases} n_L & \text{при } \sum_i F_i(n_L) \leq 0, \\ n_F & \text{при } \sum_i F_i(n_L) > 0, \end{cases}$$

причем n_L определяется из (3.1.2), а

$$n_F = \begin{cases} \sqrt{1+K^2} \frac{\bar{v}^2 - 1}{K \cos \gamma}, & \text{если } \cos \gamma \neq 0, \\ n_{\text{л}}, & \text{если } \cos \gamma = 0, \end{cases}$$

При моделировании данного алгоритма учитывались ограничения на $\dot{\alpha}$ и $\dot{\gamma}$ ($\dot{\alpha} \leq 3^\circ/\text{с}$, $\dot{\gamma} \leq 10^\circ/\text{с}$).

Потребные значения перегрузки трансформировались в потребные значения угла крена γ .

$$\gamma_{\text{тр}} = \begin{cases} \gamma_{*} & \text{при } v_2 \leq v < V_{\text{кр}}, \\ \gamma(\theta_{\text{тр}}) & \text{при } V_{\text{кр}} \leq v \leq v_3, \end{cases} \quad (3.1.5)$$

где

$$\gamma_{*} = \begin{cases} \gamma(\theta_{\text{пр}}) & \text{при } \sum_i F_i(n_L) \leq 0, \\ \gamma[F(n_L)=0] & \text{при } \sum_i F_i(n_L) > 0; \end{cases}$$

v_2 , v_3 — скорости СА в характерных точках траектории спуска. Параметры граничных траекторий для $L_{\text{тр}} = 5000$ км приведены на рис. 3.1. Траектории характеризуются «вялым» изменением угла крена, в то время как возможности другого управляющего параметра (α) уже исчерпаны (почти на всем изоперегрузочном участке $\alpha = \alpha_{\min} = 7^\circ$). Это приводит к резкому возрастанию перегрузки. Если на участке изоперегрузочного движения «принудительное» регулирование угла атаки отсутствует, то, как показывают расчеты (табл. 3.3), существует небольшой диапазон $L_{\text{тр}} = 4000 \dots 5500$ км для этого приближенного алгоритма управления дальностью. В табл. 3.3 приведены параметры движения СА в конечной точке траектории при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с для случая полета по верхней и нижней границам коридора входа.

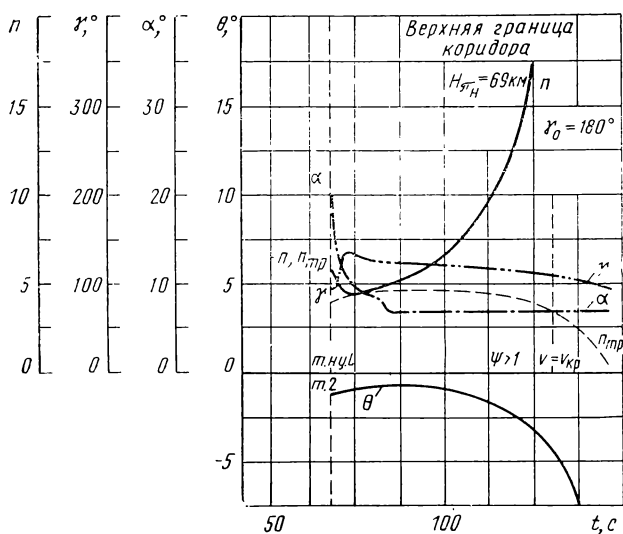
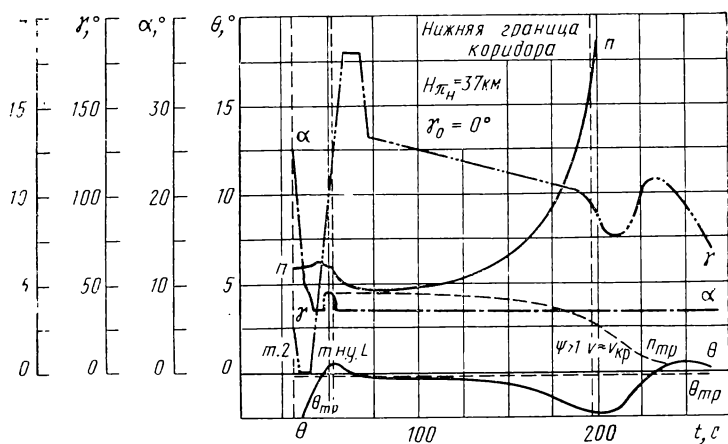
Таким образом, определение требуемой перегрузки из условия (3.1.3) приводит в некоторых случаях к нарушению изоперегрузочного режима движения. В связи с этим был рассмотрен алгоритм управления с «ослаблением» условия (3.1.3). Угол крена γ был определен из уравнения $\sum_i F_i(n_L) = 0$ только в случае выполнения двух условий:

$$\sum_i F(n_L) > 0; \quad \theta > 0, \quad (3.1.6)$$

т. е. только при положительных углах наклона траектории.

Таблица 3.3

Высота условного перигея H_{π} , км	ξ , с	$L_{\text{Тр}}$, км	Параметры в конечной точке траектории										Примечание	
			t , с	v , км/с	H , км	L , км	θ , °	n	α , °	γ , °	ψ	n_L ($t_{\text{н.у.}}$)		
$H_{\pi\text{н}}=37$	—80	5000	462	3,49	36,0	4501	—1,94	4,8	9,9	82	0,57	4,3	$n>n_{\text{д}}$ $n>n_{\text{д}}$ $n>n_{\text{д}}$	
		4500	403	3,49	36,3	4001	—2,31	5,4	12,4	84	0,68	5,0		
		4000	348	3,50	36,4	3500	—2,70	6,2	12,4	86	0,89	5,9		
		3500	293	3,48	34,4	3001	—3,31	7,6	13,9	89	1,22	7,2		
		3000	238	3,48	33,7	2501	—4,21	9,4	16,8	92	1,76	9,3		
	—120	5000	96	12,67	45,2	1409	—2,81	15,1	7,0	123	0,448	4,5	$n>15$ при $v>11$ км/с $n>15$ при $v>11$ км/с	
		4500	114	11,81	44,1	1629	—2,40	15,2	7,0	108	0,62	5,2		
		4000	317	3,49	37,8	3140	—0,02	3,3		69	1,51	6,1		
		3500	293	3,49	33,2	3000	—3,27	7,8	10,6	89	1,85	7,5		
		3000	239	3,48	32,0	2501	—4,19	10,0	12,0	92	2,04	9,6		
$H_{\pi\text{в}}=69$	—80	2500	184	3,46	30,1	2001	—5,72	13,9	12,7	96	3,64	13,5	$n>15$ при $v>11$ км/с	
		6500	178	11,20	43,2	2486	—3,66	15,5	7,0	116	0,42	2,6		
		6000	566	3,50	39,4	5501	—1,59	3,6	13,3	77	0,35	2,8		
		5000	452	3,48	39,8	4502	—2,10	4,5	21,7	85	0,45	3,7		
		4000	338	3,48	40,1	3502	—2,98	5,6	30,0	90	0,63	5,3		
	—120	3500	284	3,47	36,8	3014	—9,45	8,9	30,0	131	0,85	6,8	$n>n_{\text{д}}$ $n>15$ при $v<V_{\text{кр}}$	
		3000	205	5,34	39,0	2480	—7,20	15,3	30,0	151	1,28	9,4		
		6000	240	8,95	40,2	3126	—2,80	15,1	7,0	95	0,66	2,8		$n>15$ при $v\approx V_{\text{кр}}$
		5500	515	3,49	38,9	5001	—1,75	4,1	15,1	80	0,41	3,1		
		4000	339	3,49	39,7	3501	—2,92	5,7	28,6	86	0,66	5,4		
$\gamma_0=180^\circ$	—120	3500	282	3,49	37,8	3009	—7,44	7,8	30,0	124	0,88	7,0	$n>n_{\text{д}}$ $n>15$ при $v<V_{\text{кр}}$	
		3000	203	5,40	39,2	2477	—6,75	15,3	30,0	145	1,34	10,2		



3.1. Граничные траектории спуска при $V_{вх} = 16 \text{ км/с}$, $L_{тр} = 5000 \text{ км}$ и алгоритме управления дальностью (3.1.3)

Расчеты показали, что управляющие параметры довольно быстро достигают своих предельных значений, возможности регулирования исчерпываются и СА рикошетирует.

Таким образом, некоторые из рассмотренных алгоритмов управления дальностью спуска СА, основанные на отслеживании постоянного значения перегрузки на изоперегрузочном участке траектории, хотя и позволяют реализовать некоторые дальности полета, но диапазон возможных дальностей прямого спуска при этом довольно узок и еще более уменьшится при наличии различного рода возмущений, в частности возмущений плотности атмосферы. Даже вве-

дение участков равновесного планирования в этом случае малоэффективно. Данные алгоритмы в связи с простотой их бортовой реализации могут быть использованы для обеспечения спуска беспилотных аппаратов или при проведении научных экспериментов аппаратами-зондами в атмосферах других планет. Для пилотируемых СА требуется прогнозирование потребной перегрузки в процессе спуска для обеспечения заданной дальности полета. Рассмотрим эти более точные и более эффективные алгоритмы управления дальностью.

3.2. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ С ТЕКУЩИМ ПРОГНОЗОМ ПОТРЕБНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Как было показано в предыдущем разделе, использование алгоритмов управления дальностью с постоянным уровнем перегрузки $n_L(L_{\text{тр}})$ либо с переменным значением $n_L(L_{\text{тр}}-L)$, но с введением жесткого ограничения вертикальной составляющей равнодействующей приложенных к СА сил ($\sum_i F_i = 0$), которое должно обеспечивать захват СА атмосферой при одновременном управлении дальностью, не дает удовлетворительных результатов с точки зрения обеспечения полета на заданную дальность с учетом различного рода ограничений.

Рассмотрим алгоритм управления дальностью с использованием зависимости $n_L(L_{\text{тр}}-L)$, полученной из приближенной формулы для вычисления отрезка дальности L_{ab} , соответствующего участку изоперегрузочного движения от момента $t_a(v=v_a)$ до $t_b(v=v_b)$ при управлении только углом крена γ [1]:

$$L_{ab} = \frac{R_3}{2n} \sqrt{1+K^2} (\bar{v}_a^2 - \bar{v}_b^2).$$

Отсюда

$$n = \frac{R_3}{2} \sqrt{1+K^2} \frac{\bar{v}_a^2 - \bar{v}_b^2}{L_{ab}}. \quad (3.2.1)$$

При многошаговом α - γ -управлении эту приближенную формулу можно представить в виде

$$n_L = \frac{R_3}{2} \sqrt{1+K^2} \frac{\bar{v}^2 - \bar{v}_3^2}{\Delta L_{\text{тр}}}, \quad (3.2.2)$$

где n_L — уровень перегрузки, потребный для получения заданной дальности L , соответствующей участку полета СА на изоперегрузочном режиме от момента t до $t_3(v)$.

Величину $\Delta L_{\text{тр}}$ определим следующим образом:

$$\Delta L_{\text{тр}} = L_{\text{тр}} - \int_0^t v \cos \theta \frac{R_3}{R_3 + H} dt - L_{3,1}. \quad (3.2.3)$$

С момента начала управления дальностью на каждом цикле работы БЦВМ определяется в соответствии с (3.2.2) потребное значение перегрузки, которое используется для вычисления управляющих параметров α и γ (алгоритм IV). При данной логике управления был определен диапазон возможных дальностей спуска для граничных траекторий, а также для середины коридора входа при следующих ограничениях: $7^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$; $0 \leq \gamma \leq 180^\circ$; $\dot{\alpha} \leq 3^\circ/\text{с}$, $\dot{\gamma} \leq 10^\circ/\text{с}$ (СА типа полуконус с плоской верхней частью, $V_{\text{вх}} = 16 \text{ км/с}$).

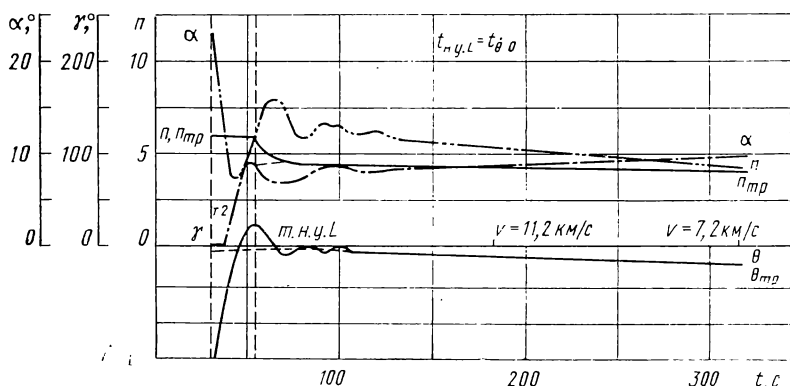
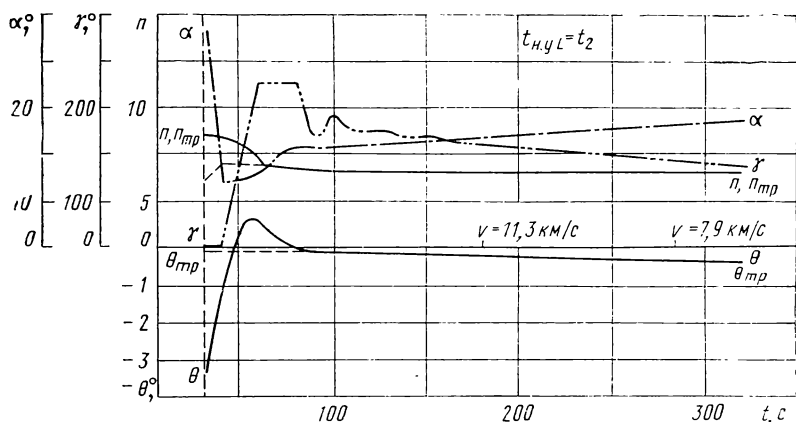
Предварительно были исследованы различные варианты алгоритма управления СА применительно к обеспечению заданной дальности полета. С этой целью были рассчитаны траектории без «принудительного» регулирования α , причем $\alpha_* = \alpha_{\min} = 7^\circ$. При этом момент начала управления дальностью $t_{\text{н.уЛ}}$ совпадал либо с началом изоперегрузочного участка t_2 , либо с моментом, где впервые выполняется условие $\theta \approx 0$, ($t_{\theta=0}$), т. е. угол наклона траектории θ имеет первый максимум. Результаты расчета приведены в табл. 3.4 и на рис. 3.2, 3.3. В табл. 3.4 приведены значения параметров траектории в характерных точках (рис. 2.3) при $V_{\text{вх}} = 16 \text{ км/с}$, $\xi = -80 \text{ с}$, $L_{\text{тр}} = 5000 \text{ км}$ и алгоритме управления (3.2.2).

Расчеты показали, что введение «принудительного» регулирования α существенно влияет на характер траекторий в районе верхней границы коридора и почти не сказывается на траекториях в районе нижней границы. Это объясняется тем, что при $H_{\text{лв}} = 69 \text{ км}$ и $\gamma_0 = 180^\circ$ к моменту перехода на изоперегрузочный участок (точка 2) $\Delta\theta_{\text{тр}} \approx -1^\circ$, что вызывает интенсивное уменьшение $\gamma_{\text{тр}}$. Одновременно начинается переход с $n = n_{\text{д}}$ на $n_{\text{тр}} = n_{\text{Л}}$, причем $n_{\text{Л}} < n_{\text{д}}$. В результате нарушается условие захвата ($n_{\text{Л}} < n_{\text{захв}}$), и СА рикошетирует из атмосферы. Для высоты условного перигея $H_{\text{пл}} = 37 \text{ км}$ и $\gamma = 0^\circ$ к моменту t_2 $\Delta\theta_{\text{тр}} \approx -3 \dots -4^\circ$, что также должно вызывать уменьшение $\gamma_{\text{тр}}$, но этого не происходит, так как в окрестности точки 2 $\gamma = \gamma_{\min} = 0$, а затем увеличивается с максимальной скоростью до $\gamma = \gamma_{\max} = 180^\circ$, что позволяет обеспечить условие захвата. Таким образом, введение «принудительного» регулирования по углу атаки при данном алгоритме управления мало влияет на характер траектории в районе нижней границы коридора и ведет к рикошетированию СА в случае входа по верхней границе коридора. Поэтому при определении диапазона $L_{\text{тр}}$ использовалось α - γ -управление без «принудительного» регулирования угла атаки.

Рассмотрим случай, когда момент начала управления дальностью совпадает не с началом изоперегрузочного участка, а с моментом, где впервые выполняется условие $\dot{\theta} = 0$. При этом момент начала управления дальностью смещается по времени на 20...25 с. Это смещение не вносит существенных изменений в параметры траектории при входе вблизи нижней границы. При входе же по верхней границе имеет место рассмотренная выше траектория с рикошетированием СА. В общем случае предпочтительнее начинать управление дальностью в момент $t_{\text{н.уЛ}} = t(\dot{\theta} = 0)$, т. е. в не-

Таблица 3.4

Краткая характеристика особенностей управления	Характерные точки траектор	Параметры траектории											Примечания		
		t, c	$v, км/с$	$H, км$	$L, км$	$\theta, ^\circ$	$\theta', ^\circ$	$\phi, ^\circ$	$\psi, ^\circ$	$\psi', ^\circ$	λ				
$H_{\pi\pi}=69 км$ $\gamma=180^\circ$	$t_{н,уL}=t_2$		51	15.50	65.9	799	-3.24	-1.32	180	4.9	4.5	30.0	0.01	Начало α —уп- равления Начало управле- ния дальностью Рикшет	
			67	14.80	60.5	1040	-0.30	-1.13	95	6.0	6.0	21.0	0.05		
			176	12.41	80.2	2434	-0.44	+2.31	180	4.2	0.4	30.0	0.10		
		$t_{н,уL}=t_{\theta=0}$	т. 2	67	14.80	60.5	1040	-0.30	-1.13	95	6.0	6.0	21.0		0.05
Без «принудительного» регулирования α	$t_{н,уL}=t_{\theta=0}$	т. (н.уL)	67	14.78	60.4	1047	-0.20	-1.09	90	3.9	6.0	20.6	0.05	Начало управле- ния дальностью	
			178	12.39	80.2	2435	-0.44	+2.31	180	4.2	0.4	30.0	0.11		
			67	14.79	61.3	1040	-0.17	-0.51	97	6.0	6.0	23.6	0.05		Конец участка III ($v_3 \approx 3,5 км/с$)
		т. 3	447	3.51	40.3	4498	-2.09	-2.09	79	4.3	4.3	21.7	0.43		
$\alpha_*=7^\circ$	$t_{н,уL}=t_{\theta=0}$	т. 2	67	14.79	61.3	1040	-0.17	-0.51	97	6.0	6.0	23.6	0.05		
		т. (н.уL)	78	14.26	60.5	1205	-0.11	-0.17	130	3.7	6.0	23.1	0.08		
		т. 3	447	3.64	40.8	4484	-1.89	-1.87	77	4.1	4.1	20.7	0.43		
			30	15.70	62.6	462	-0.32	-3.60	25	6.0	5.9	24.7	0.01		
$H_{\pi\pi}=37 км$ $\gamma_0=0^\circ$	$t_{н,уL}=t_{\theta=0}$	т. (н.уL)	52	14.85	56.3	795	-0.11	+0.85	130	4.3	6.0	9.2	0.07		
		т. 3	450	3.76	36.8	4468	-1.77	-1.75	80	4.6	4.6	8.5	0.55		
			30	15.70	62.6	462	-0.32	-3.60	25	6.0	5.9	24.7	0.01		
		т. 2	30	15.70	62.6	462	-0.16	-3.58	0	6.0	5.9	24.7	0.01		
Без «принудительного» регулирования α	$t_{н,уL}=t_{\theta=0}$	т. 2	30	15.70	62.6	462	-0.16	-3.58	0	6.0	5.9	24.7	0.01		
		т. (н.уL)	52	14.36	56.4	795	-0.10	+0.60	130	4.3	6.0	9.4	0.07		
		т. 3	440	3.74	38.0	4471	-1.72	-1.70	80	4.4	4.4	10.8	0.53		
			30	15.70	62.6	462	-0.16	-3.58	0	6.0	5.9	24.7	0.01		



3.2. Траектории спуска по нижней границе коридора ($H_{\pi n} = 37$ км) при $V_{вх} = 16$ км/с, $\gamma_0 = 0^\circ$, $\xi = -80$ с, $L_{\text{тр}} = 5000$ км

сколько более благоприятных условиях с точки зрения переходных процессов по α и γ .

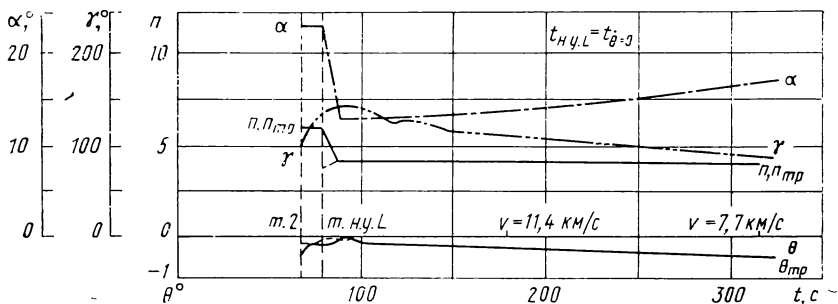
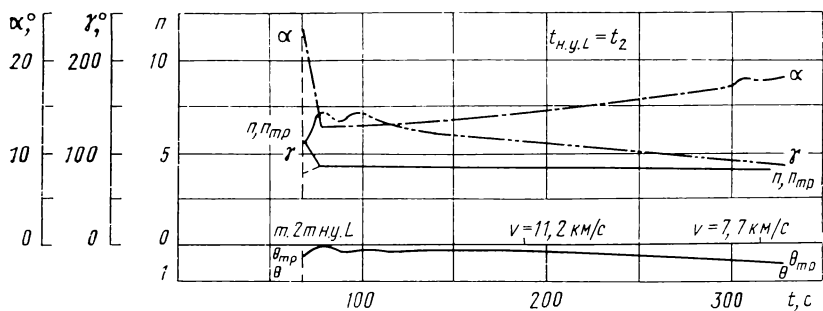
Таким образом, при определении диапазона возможных дальностей спуска рационально использовать следующую логику управления:

$$\begin{cases} n_d \text{ при } t_2 \leq t < t(\dot{\theta} = 0), \\ n_L \text{ при } t(\dot{\theta} = 0) \leq t \leq t_3. \end{cases} \quad (3.2.4)$$

В соответствии с данной логикой управления дальностью спуска были рассчитаны граничные траектории при $V_{вх} = 16$ км/с с $H_{\pi n} = 37$ км ($\gamma_0 = 0^\circ$) и с $H_{\pi в} = 69$ км ($\gamma_0 = 180^\circ$) при двух значениях коэффициента ξ (-80 и -120 с) в формуле (2.6.22) и траектории с $H_{\pi} = 55$ км ($\gamma_0 = 90^\circ$) при $\xi = -80$ с для различных значений $L_{\text{тр}}$. Результаты приведены в табл. 3.5. Из расчетов следует, что при $L_{\text{тр}} < 4000$ км потребная перегрузка $n_{\text{тр}} = n_L$ превышает допустимое значение ($n_d = 6$) как при граничных H_{π} , так и в середине коридора вхо-

Таблица 35

Высота условного перитя H_{π} , км	ξ , с	$L_{\text{тр}}$, км	Параметры в конечной точке траектории										Примечания
			t , с	v , км/с	H , км	L , км	θ , °	n	α , °	γ , °	Ψ	$n_L(t_{\text{нуL}})$	
$H_{\pi} = 37$ км $\gamma_0 = 0^\circ$	—80	3000	233	3,49	36,1	2501	—4,23	8,5	24,6	93	1,44	9,3	$\Psi > 1$
		3500	293	3,49	36,2	3001	—3,29	7,0	19,7	89	1,07	7,2	$\Psi > 1$
		4000	348	3,48	36,5	3502	—2,76	6,3	17,7	90	0,83	5,9	
		6000	602	3,50	39,7	5492	—0,33	2,5	7,0	31	0,39	3,4	
		6500	676	3,50	49,8	5915	—0,01	1,6	7,0	38	0,35	3,1	
		7000	741	3,50	44,8	6290	—0,03	1,2	7,0	24	0,33	2,8	
	—120	3000	238	3,48	34,1	2501	—4,15	9,0	17,8	92	1,75	9,6	$\Psi > 1$
		3500	291	3,52	34,3	3000	—3,27	7,5	12,9	89	1,26	7,5	$\Psi > 1$
		4000	348	3,50	34,4	3500	—2,70	6,4	10,4	86	0,96	6,1	
		5000	488	3,49	39,6	4450	—0,04	2,5	7,0	52	0,60	4,5	
$H_{\pi} = 69$ км $\gamma_0 = 180^\circ$	—80	3000	188	6,98	46,0	2380	—2,40	10,0	30,0	104	0,88	9,4	$n > n_n$
		3500	283	3,50	36,9	3013	—9,29	8,9	30,0	130	0,85	6,8	$n > n_n$
		4000	338	3,48	40,1	3502	—2,98	5,6	30,0	90	0,63	5,3	
		5000	452	3,48	40,2	4502	—2,09	4,4	23,0	83	0,43	3,7	
		6000	566	3,60	40,4	5500	—1,59	3,5	15,7	76	0,83	2,8	
		7000	681	3,49	40,6	6501	—1,29	3,0	12,9	73	0,27	2,3	
		8000	824	3,49	41,7	7501	—0,94	2,3	11,0	67	0,22	1,9	
	9000	984	3,50	45,6	8432	—0,05	1,2	9,1	0	0,19	1,7		
	—120	3000	183	7,38	46,9	2350	—2,08	10,6	30,0	100	0,86	10,2	$n > n_n$
		3500	282	3,49	37,7	3010	—0,76	7,9	30,0	126	0,88	8,1	$n > n_n$
7500		792	3,50	41,7	7000	—0,82	2,0	8,8	62	0,26	2,0		
8000		868	3,50	44,7	7430	—0,02	1,2	7,0	6	0,24	1,9		
$H_{\pi} = 55$ км $\gamma_0 = 90^\circ$	—80	3000	236	3,48	37,6	2503	—5,15	8,0	30,0	113	1,28	9,0	$\Psi > 1$
		3500	290	3,49	38,0	3001	—3,39	6,7	26,1	89	0,92	6,9	$n > n_n$
		7000	722	3,50	41,2	6493	—0,27	2,0	7,0	20	0,28	2,6	
		7500	796	3,50	44,0	6917	—0,01	1,4	7,0	25	0,26	2,4	



3.3. Траектории спуска по верхней границе коридора ($H_{\text{пв}} = 69$ км) при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с, $\gamma_0 = 180^\circ$, $\xi = -80$ с, $L_{\text{тр}} = 5000$ км

да. Увеличение n_d до 10 ед, позволяет снизить $L_{\text{тр min}}$ до 3500 км на верхней границе и в середине коридора, однако на нижней границе превышает допустимая доза перегрузки Ψ (до $\Psi = 1,07$ при $\xi = -80$ с и до $\Psi = 1,26$ при $\xi = -120$ с). Таким образом, приемлемой для всего коридора входа можно считать $L_{\text{тр min}} \approx 4000$ км. Что касается больших дальностей, то при определении $L_{\text{тр max}}$ лимитирующим является не превышение допустимого значения перегрузки и дозы перегрузки, а выполнение условий, выбираемых из соображений надежного захвата СА радиомаяка, находящегося в точке посадки. Для рассмотренных случаев эти условия выполняются при $L_{\text{тр}} \approx 6500$ км на нижней границе, при $L_{\text{тр}} \approx 8000$ км — на верхней и при $L_{\text{тр}} \approx 7000$ км в середине коридора входа. Кроме того, большие дальности спуска могут быть получены за счет некоторого изменения логики управления в точке 3 (конец изоперегрузочного участка) и включения в траекторию полета дополнительного участка 3—3' с частичным отражением СА (рис. 2.3).

Увеличение допустимого диапазона изменения угла атаки α за счет уменьшения нижнего предела не позволяет расширить диапазон достижимых дальностей $L_{\text{тр}}$, так как в случае малых $L_{\text{тр}}$ ограничения обусловлены не аэродинамическими возможностями СА, а величиной допустимых значений перегрузок и их доз. При больших $L_{\text{тр}}$ расширение диапазона $s_x(\alpha)$, $K(\alpha)$ позволяет быстрее уменьшить перегрузку до значения $n_{\text{тр}} = n_L$, однако именно это об-

стоятельство может при достаточно малых n_L привести к нарушению условий захвата.

Необходимо отметить, что при входе СА со скоростями, близкими к параболической, $L_{\text{тр min}}$ можно значительно уменьшить [35]. При входе СА со скоростями, превышающими 16 км/с, диапазон возможных дальностей спуска сдвигается в сторону больших дальностей.

Таким образом, рассмотренные алгоритмы α — γ -управления с учетом ограничений, наложенных на управляющие функции $\alpha(n_{\text{тр}})$ и $\gamma(n_{\text{тр}})$, позволяют осуществлять довольно быстрое изменение уровня перегрузки с $n=n_d$ на $n=n_L$ при мгновенном изменении $n_{\text{тр}}$ от n_d до n_L в точке начала управления дальностью, однако при этом происходят резкие изменения управляющих параметров, а в некоторых случаях — выход их на предельные значения. Чтобы избежать этого, необходимо построить на участке III процесс $n_{\text{тр}}(t)$, аналогичный процессу на участке II (см. гл. 2), т. е. с определением в процессе изоперегрузочного движения с $n_{\text{тр}}=n_d$ момента начала управления дальностью и последующим плавным переходом $n_{\text{тр}}$ с уровня n_d на уровень n_L .

Обозначим через n_{L1} значение перегрузки СА в момент времени \tilde{t}_1 , а через n_{L2} — вычисленное в соответствии с (3.2.2) требуемое значение перегрузки для обеспечения полета на заданную дальность. Предположим, что перегрузка n_{L2} достигается в некоторый момент времени \tilde{t}_2 . На временном интервале $(\tilde{t}_1, \tilde{t}_2)$ существует некоторый момент времени \tilde{t}_1^* , начиная с которого производится плавное выведение СА на перегрузку n_{L2} . Потребуем выполнения следующего условия:

$$n' = \frac{dn}{dv} = 0 \text{ при } n = n_{L2}. \quad (3.2.5)$$

На интервале $(\tilde{t}_1^*, \tilde{t}_2)$ кривую dn/dv , определяемую по формуле (2.5.7), аппроксимируем следующей функцией:

$$n'_* = A \left[1 - \cos \frac{2\pi}{T} (\tilde{v}_1 - v) \right], \quad (3.2.6)$$

где $T = \tilde{v}_1 - \tilde{v}_2$, \tilde{v}_1 и \tilde{v}_2 — скорости СА в моменты времени \tilde{t}_1 и \tilde{t}_2 ; $A = \frac{n'_{\text{max}}}{2}$ — амплитуда колебаний аппроксимирующей функции.

В момент времени \tilde{t}_2 должны выполняться следующие условия (аналогичные (2.5.10)):

$$\begin{aligned} 1) \quad n' &= n'_*; \\ 2) \quad n'' &= n''_*; \\ 3) \quad n + \Delta n_* &= n_{L2}, \end{aligned} \quad (3.2.7)$$

где Δn_* — приращение перегрузки СА на интервале $(\tilde{t}_1^*, \tilde{t}_2)$.

Условия 1 и 2 являются условиями стыковки аппроксимирующей функции (3.2.6) с кривой, определяемой выражением (2.5.7).

Условие 3 требует, чтобы в момент времени \tilde{t}_2 выполнялось равенство (3.2.5). В соответствии с (2.5.13) и (2.5.18) запишем выражения для параметров аппроксимирующей функции:

$$T = 2(\tilde{v}_1 - v); \quad (3.2.8)$$

$$A = \frac{|n'_*|}{2} + \frac{(n''_*)^2 (\tilde{v}_1 - v)^2}{|n'_*| 2\pi^2}. \quad (3.2.9)$$

При выполнении условия 3 выражения (3.2.7), что соответствует моменту \tilde{t}_1^* , вычисление параметров A и T прекращается, соответствующие значения A_* и T_* используются для определения потребных значений $n_{\text{тр}}$ и $n_{\text{тр}}'$, обеспечивающих плавный выход на перегрузку n_{L2} . В соответствии с (2.5.21)...(2.5.22) имеем

$$n'_{\text{тр}} = A_* \left[1 - \cos \frac{2\pi}{T_*} (\tilde{v}_1 - v) \right]; \quad (3.2.10)$$

$$n_{\text{тр}} = n_* - \frac{A_* T_*}{\pi} \cos \frac{2\pi}{T_*} (v - \tilde{v}_*) \sin \frac{2\pi}{T_*} (v - \tilde{v}_*) + A (\tilde{v}_* - v). \quad (3.2.11)$$

где n_* и \tilde{v}_* — перегрузка и скорость СА в момент времени \tilde{t}_1^* .

Полученные значения $n_{\text{тр}}$ и $n_{\text{тр}}'$ используются для формирования команд управления по каналам угла атаки α и угла крена γ . Определим в первом приближении минимальное время (t_{\min}), необходимое для перехода СА с уровня перегрузки n_{L1} на уровень n_{L2} . Предположим, что управление СА производится регулированием угла крена, скорость изменения которого ограничена величиной $\dot{\gamma}_{\max}$. Определим производную полной перегрузки СА по углу крена. Имеем

$$\frac{dn}{d\gamma} = \frac{dn}{dt} \frac{dt}{d\gamma}. \quad (3.2.12)$$

Продифференцировав перегрузку по времени и используя (3.2.12), получим

$$\frac{dn}{d\gamma} = - \left[n v \left(\frac{c_x S \rho}{m} + \beta \theta \right) \right] \frac{1}{\dot{\gamma}}. \quad (3.2.13)$$

Считая, что в процессе разворота по крену $\dot{\gamma} = \dot{\gamma}_{\max}$, можно записать

$$t_{\min} = \frac{|n_{L1} - n_{L2}|}{2 \frac{dn}{d\gamma} \dot{\gamma}_{\max}}. \quad (3.2.14)$$

При выборе параметров БЦВМ необходимо учитывать величину t_{\min} , определяемую выражением (3.2.14).

Таким образом, рассмотренные алгоритмы управления дальностью с одновременным решением задач захвата СА атмосферой и получением требуемых дальностей полета при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с и при управлении СА по углу атаки и углу крена работоспособны в диапазоне дальностей спуска $L = 4000 \dots 6500$ км для СА рассматриваемого вида.

3.3. АЛГОРИТМЫ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ЗАХВАТА СА АТМОСФЕРОЙ И ПОЛУЧЕНИЯ ТРЕБУЕМЫХ ДАЛЬНОСТЕЙ ПОЛЕТА

Как отмечалось выше, перед СУС СА ставятся задачи обеспечения, с одной стороны, надежного захвата СА атмосферой, с другой стороны, попадания СА в заданный район. В предыдущих разделах настоящей главы логика управления формировалась с учетом одновременного решения этих задач. В большинстве же работ по этому вопросу (в частности [5, 35]) задачи захвата и точной посадки решаются последовательно, т. е. вначале обеспечивается захват СА атмосферой и выполняются ограничения по перегрузке, затем, после достижения n_{\max} на участке полета с $v > V_{\text{кр}}$, требуется удержать СА на траектории, близкой к траектории равновесного планирования, и лишь при достижении $v \approx V_{\text{кр}}$, на заключительном участке полета, решается задача обеспечения точной посадки, причем управление СА осуществляется только по каналу угла крена.

В рамках рассматриваемого метода α — γ -управления эту задачу можно свести в общем виде к задаче определения момента начала управления дальностью ($t_{\text{н.уЛ}}$) в зависимости от скорости полета v_* . Тогда логика управления дальностью спуска на изоперегрузочном участке (рис. 2.3) примет вид

$$n_{\text{тр}} = \begin{cases} n_{\text{з}} & \text{при } v_2 \leq v < v_*, \\ n_L & \text{при } v_* \leq v \leq v_3, \end{cases} \quad (3.3.1)$$

где n_L определяется из (3.2.2); v_2 — скорость СА в момент выхода на изоперегрузочный участок; v_* — скорость в момент начала управления дальностью; v_3 — скорость в момент начала неавтономного управления.

В целях увеличения максимальной дальности спуска СА алгоритм (3.3.1) представим в виде

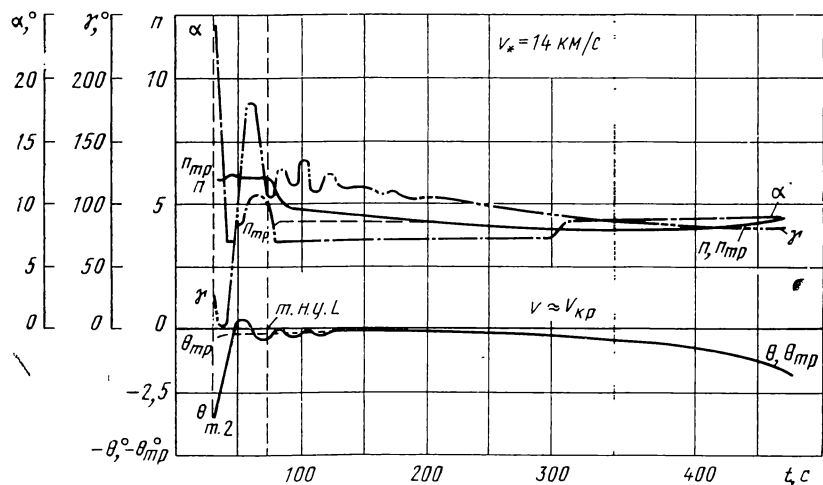
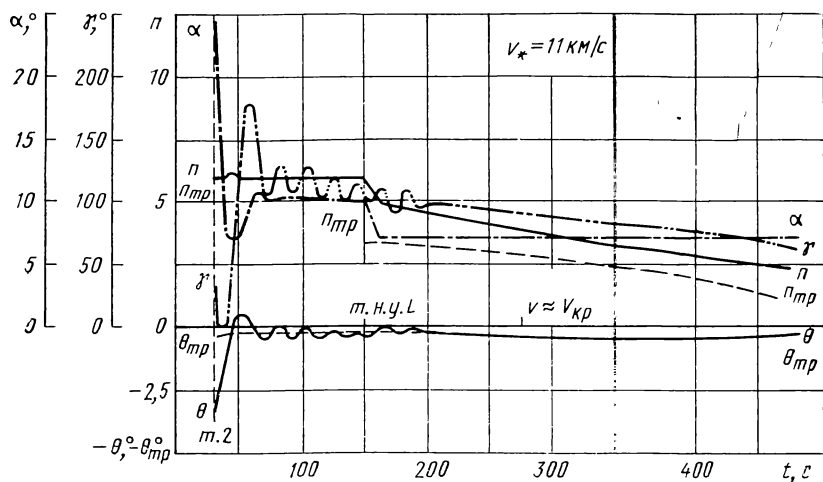
$$n_{\text{тр}} = \begin{cases} n_{\text{захв}} & \text{при } v_2 \leq v < v_*, \\ n_L & \text{при } v_* \leq v < v_3. \end{cases} \quad (3.3.2)$$

Для исследования динамики движения СА на основном участке спуска и определения диапазона возможных дальностей полета для аппарата типа полуконус были рассчитаны в соответствии с алгоритмом (3.3.1) граничные траектории ($H_{\text{пн}}=37$ км, $\gamma_0=0^\circ$ и $H_{\text{пв}}=69$ км, $\gamma_0=180^\circ$) с «принудительным» регулированием угла атаки и с $L_{\text{тр}}=5000$ км для различных значений v_* при $V_{\text{вх}}=16$ км/с и $\xi=-80$ с (табл. 3.6 и рис. 3.4, 3.5), а также был определен диапазон возможных дальностей $L_{\text{тр}}$ для тех же значений $H_{\text{п}}$ (без «принудительного» регулирования α) при $v_*=11$ км/с (табл. 3.7).

Результаты показывают, что при $L_{\text{тр}}=5000$ км и $\alpha_{\min}=7^\circ$ на нижней границе с уменьшением v_* увеличивается $|\Delta L_{03}| = L_{03} - L_{03\text{тр}}$.

Таблица 3.6

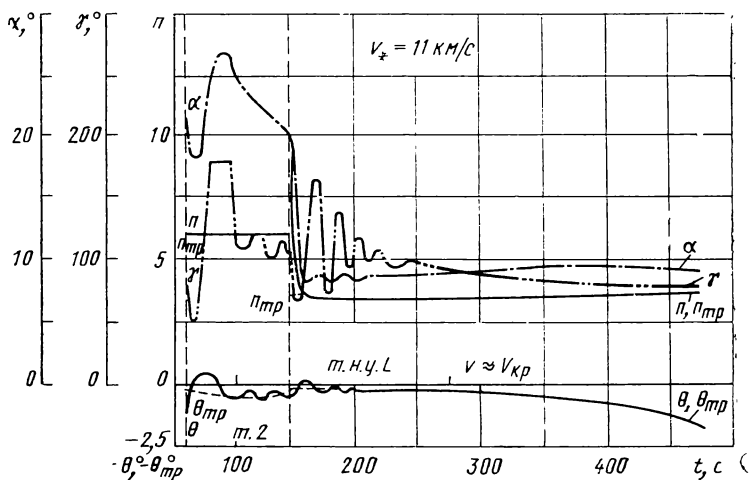
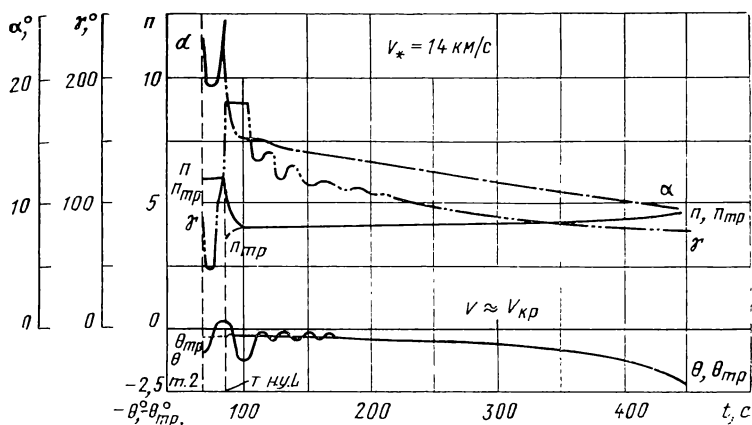
Высота условного перигея H_{π} , км	v_* , км/с	Характер- ные точки траектории	Параметры траектории										Примечания	
			t , с	v , км/с	H , км	θ , °	$\theta_{гр}$, °	γ , °	n	$n_{гр}$	α , °	φ		L , км
$H_{\pi B}=69$ км $\gamma_0=180^\circ$	11	т. н. у L т. 3	150 477	11,0 3,65	54,9 37,9	-0,65 -1,54	-0,96 -1,56	101 77	6,0 3,7	3,0 3,7	20,0 9,0	0,29 0,50	2100 4473	Начало управле- ния дальностью ($v=v_*$), Конечная точка участка III ($v_3 \approx 3,5$ км/с)
	12	т. и. у L т. 3	128 467	12,0 3,65	57,2 37,5	-0,67 -1,73	-0,26 -1,76	111 79	6,0 4,0	3,2 4,0	22,1 9,5	0,23 0,49	1849 4480	
	13	т. н. у L т. 3	106 457	13,0 3,66	59,5 37,1	-0,71 -1,90	-0,97 -1,92	125 80	6,0 4,4	3,3 4,4	25,6 9,6	0,16 0,48	1577 4480	
	14		85 447	14,0 3,68	60,4 36,8	-0,38 -2,01	-0,24 -2,04	167 81	6,0 4,7	3,6 4,7	25 9,6	0,10 0,49	1296 4478	
$H_{\pi H}=37$ км $\gamma_0=0^\circ$	11		150 490	11,0 3,61	51,9 41,3	-0,37 -0,17	-0,18 -0,16	100 57	6,0 2,1	3,3 0,4	10,6 7,0	0,37 0,60	2050 4349	
	14		73 470	14,0 3,53	56,0 36,4	-0,27 -1,84	-0,13 -1,91	94 80	6,0 4,3	4,1 4,3	10,7 8,8	0,14 0,56	1100 4497	



3.4. Траектории спуска по нижней границе коридора ($H_{\text{пн}}=37$ км) при $V_{\text{вх}}=16$ км/с, $\gamma_0=0^\circ$, $\xi=-80$ с, $L_{\text{тр}}=5000$ км при различных значениях v_* .

так как значительную часть участка III СА проходит с $n_{\text{тр}}=n_{\text{д}}$, что требует меньших значений n_L после начала управления дальностью. Эти значения n_L не удастся обеспечить из-за ограничения по углу атаки, причем в этом случае $\alpha=\alpha_{\text{min}}$ почти на всем участке $v_* \leq v < v_3$. На верхней границе при $L_{\text{тр}}=5000$ км выполняются условия (3.1.1) в точке 3, однако с уменьшением v_* несколько увеличивается колебательность по углу крена вблизи точки начала управления дальностью (см. рис. 3.5).

Результаты расчета диапазона возможных дальностей для $v_*=11$ км/с показывают, что получить $L_{\text{тр min}}$ менее 4000 км не уда-



3.5. Траектории спуска по верхней границе коридора ($H_{\text{пв}} = 69$ км) при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с, $\gamma_0 = 180^\circ$, $\xi = -80$ с, $L_{\text{тр}} = 5000$ км при различных значениях v_* .

ётся даже при увеличении n_d до 10 ед., а $L_{\text{тр max}}$ приходится ограничить величиной 6000...6500 км на верхней границе и 4000...4500 км на нижней, так как дальнейшее увеличение $L_{\text{тр}}$ не позволяет выполнить условие (3.1.1) (см. табл. 3.7).

Таким образом, при использовании алгоритма (3.3.1), т. е. в случае сдвига точки начала управления дальностью в сторону уменьшения скорости полета, диапазон возможных дальностей спуска может оказаться меньше, чем в случае использования алгоритмов с одновременным решением задач захвата СА атмосферой и управления дальностью спуска.

Высота условного перигея H_{π} , км	$L_{\text{тр}}$, км	Параметры в конечной				
		t , с	v , км/с	H , км	L , км	θ , °
$H_{\pi} = 37$ км $\gamma_0 = 0^\circ$	3000	152	10,7	52,4	2080	—0,84
	3500	282	3,5	36,4	3000	—3,81
	4000	352	3,5	36,4	3501	—2,59
	5000	503	3,5	40,0	4461	—0,06
	5500	569	3,5	43,1	4803	—0,003
	6000	620	3,5	45,0	5068	—0,002
$H_{\pi} = 69$ км $\gamma_0 = 180^\circ$	3000	174	9,3	50,7	2345	—1,65
	3500	268	4,1	38,3	2995	—7,85
	4000	346	3,5	40,1	3501	—2,71
	6000	633	3,5	40,6	5500	—1,06
	6500	720	3,5	43,6	5994	—0,03
	7000	789	3,5	46,0	6305	—0,05

3.4. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ СПУСКА С ПРОГНОЗИРОВАНИЕМ ДОЗЫ ПЕРЕГРУЗКИ

Выше рассматривались алгоритмы управления дальностью, основанные на программировании перегрузки в процессе спуска, причем условием приемлемости траектории являлось условие $\Psi_n \leq 1$. В связи с тем, что доза перегрузки Ψ является одним из факторов, существенно влияющим на выбор алгоритмов управления движением пилотируемого СА, рассмотрим возможность построения алгоритмов управления дальностью с прогнозированием дозы перегрузки.

Одним из необходимых условий «комфортности» траекторий спуска СА с точки зрения перегрузочных режимов является выбор таких алгоритмов управления дальностью, при которых доза перегрузки не превосходит некоторых допустимых пределов. С этой точки зрения приемлемыми являются траектории спуска, при которых перегрузка СА уменьшается по мере гашения скорости, причем считается, что перегрузку $n=1,5$ экипаж СА может выдерживать неограниченное время без заметного нарушения жизненных функций организма [19]. Экспериментальные кривые зависимости переносимой перегрузки от времени ее действия [5] можно аппроксимировать различного рода алгебраическими выражениями. Наиболее приемлемой является аппроксимация, предложенная в работе [19], а именно:

$$T(n) = \frac{2800}{V(cn - 3)^3}, \quad (3.4.1)$$

Принимая абсолютно безопасной перегрузку $n=1,5$ и предполагая, что время переносимости перегрузки зависит от степени трени-

Таблица 3.7

точке траектории							Примечания
$\theta_{\text{тр}}, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	n	$n_{\text{тр}}$	$\alpha, ^\circ$	Ψ	$n_L(t_{\text{н.уЛ}})$	
—0,85	133	10,1	14,8	28,3	0,40	16,6	$n > n_{\text{д}}$ $\Psi > 1$
—3,98	91	7,8	7,8	23,4	1,12	8,1	
—2,72	85	5,9	5,9	14,5	0,82	5,3	
—0,01	46	2,4	0,03	7,0	0,57	3,2	
—0,001	42	1,53	0,001	7,0	0,54	2,6	
—0,001	45	1,19	0,003	7,0	0,52	2,3	
—2,18	104	10,0	28,0	30,0	0,48	16,3	$n > n_{\text{д}}$ $n > n_{\text{д}}$
—16,2	169	10,1	40,8	30,0	0,87	7,4	
—2,98	85	5,4	5,5	28,9	0,62	4,8	
—1,09	68	2,5	2,5	9,9	0,38	2,0	
—0,01	18	1,43	0,03	7,0	0,38	1,7	
0	0	1,04	0,001	7,0	0,37	1,5	

рованности экипажа и времени нахождения экипажа в условиях невесомости, выражение (3.4.1) запишем в виде

$$T(n) = \frac{2800\tilde{\xi}}{\sqrt{(cn-3)^3}}, \quad (3.4.2)$$

где $\tilde{\xi}$ — некоторый коэффициент, зависящий от степени тренированности экипажа и от ориентации вектора перегрузки.

Анализ зависимостей величины переносимой перегрузки от времени ее действия и ориентации вектора перегрузки показывает, что коэффициент $\tilde{\xi}$ можно представить в виде

$$\tilde{\xi} = \tilde{\xi}_0 - A(\varphi) \left(\frac{\pi}{2} - \varphi \right), \quad (3.4.3)$$

где $\tilde{\xi}_0$ — коэффициент, зависящий от степени тренированности экипажа (для хорошо натренированного экипажа можно положить $\tilde{\xi}_0 = 1$); φ — угол между вектором перегрузки и продольной осью тела; $A(\varphi)$ — некоторая функция угла φ . В пределах $60^\circ \leq \varphi \leq 90^\circ$ можно принять $A(\varphi) = 0,55$.

Обозначим через β угол между продольной осью СА и вектором перегрузки. Тогда

$$\beta = \alpha + \arctg K. \quad (3.4.4)$$

При определенной ориентации χ экипажа по отношению к продольной оси СА углы β и φ связаны через этот угол ориентации ($\varphi = \beta + \chi$). В табл. 3.8 приведена зависимость угла β от угла атаки α для СА типа полуконус.

Из таблицы следует, что при изменении угла атаки СА в пределах 30° вектор полной перегрузки поворачивается на угол в пределах $\sim 10^\circ$, а следовательно, на эту же величину меняется и угол φ , т. е. при неподвижном кресле можно обеспечить близкое к опти-

Таблица 3.8

$\alpha, ^\circ$	K	$\beta, ^\circ$
0	1,54	57
7	1,33	60,1
30	0,665	66,5

мальному положению пилота во всем допустимом диапазоне изменения угла атаки СА. Следовательно, уравнение (3.4.3) можно записать следующим образом:

$$\tilde{\xi} = \tilde{\xi}_0 - A(\varphi) \left[\frac{\pi}{2} - (\alpha + \arctg K + \chi) \right]. \quad (3.4.5)$$

Функция $T(n)$ будет максимальна при $\tilde{\xi} = \tilde{\xi}_0$, т. е. при

$$\alpha + \arctg K + \chi = \frac{\pi}{2}. \quad (3.4.6)$$

Доза перегрузки в конечной точке траектории определяется в соответствии с соотношением

$$\Psi_K = \int_0^t \frac{dt}{T(n)} \leq 1. \quad (3.4.7)$$

Определим дозу перегрузки на начальном участке погружения от момента входа СА в атмосферу до момента выхода на изоперегрузочный участок траектории. В соответствии с (2.3.6) текущее значение плотности атмосферы в процессе спуска СА запишем в виде

$$\rho = \rho_0 \exp \left[-\beta (H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \int_0^t \theta dt) \right]. \quad (3.4.8)$$

Угол наклона траектории СА должен удовлетворять следующим граничным условиям:

$$\begin{aligned} \theta &= \theta_{\text{вх}} \text{ при } t=0; \\ \theta &= \theta_{\text{пер}} \text{ при } t=\tau, \end{aligned} \quad (3.4.9)$$

где $\theta_{\text{пер}}$ определяется в соответствии с (2.2.8), а τ — время начального участка погружения.

Принимая, что угол θ на начальном участке меняется линейно, получим

$$\theta = (\theta_{\text{пер}} - \theta_{\text{вх}}) \frac{t}{\tau} + \theta_{\text{вх}}. \quad (3.4.10)$$

Если на начальном участке погружения управление СА производится путем программного разворота по углу крена с угловой скоростью γ_1 , то величину τ можно определить из (2.3.9). Однако это слишком громоздко, так как (2.3.9) является трансцендентным уравнением относительно τ . В связи с этим можно попытаться для заданной величины допустимой перегрузки n_d на основании числен-

ных расчетов модельных траекторий определить τ в функции $V_{\text{вх}}$ и $\theta_{\text{вх}}$. Получим

$$\tau = \frac{(A\theta_{\text{вх}}^2 + B\theta_{\text{вх}} + C)n_d^l}{\bar{V}_{\text{вх}}^k}. \quad (3.4.11)$$

Для СА типа полуконус при алгоритме управления на начальном участке вида (2.5.21) и (2.5.22), обеспечивающем плавный выход на изоперегрузочный участок, коэффициенты выражения (3.4.11) равны $A=79,80 \cdot 10^3$ с, $B=1,50 \cdot 10^4$ с, $C=7,28 \cdot 10^2$ с,

$$l = \frac{1}{2}, \quad k = 1.$$

В связи с небольшой длительностью начального участка погружения по сравнению с полным временем полета СА использование уравнения (3.4.11) для определения дозы перегрузки вполне допустимо, особенно при спуске вблизи нижней границы коридора входа. Используя (3.4.8) и (3.4.10), получим

$$\rho = \rho_0 \exp \left[-\beta (H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \int_0^t [(\theta_{\text{пер}} - \theta_{\text{вх}}) \frac{t}{\tau} + \theta_{\text{вх}}] dt, \quad (3.4.12)$$

или с учетом (2.2.8), принимая, что на начальном участке $v \approx V_{\text{вх}}$, будем иметь при $n = n_d$:

$$\rho^* = \rho_0 \exp \left\{ -\beta \left[H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \tau \left(\frac{\theta_{\text{вх}}}{2} - \frac{n_d g}{\beta V_{\text{вх}}^2} \right) \right] \right\}, \quad (3.4.13)$$

где ρ^* — значение плотности атмосферы в момент времени полета τ . Текущее значение плотности запишется следующим образом:

$$\rho = \rho_0 \exp \left\{ -\beta \left[H_{\text{вх}} + V_{\text{вх}} \left(\theta_{\text{вх}} t - \frac{\frac{2n_d g}{\beta V_{\text{вх}}^2} + \theta_{\text{вх}}}{2\tau} t^2 \right) \right] \right\} \quad (3.4.14)$$

или

$$\rho = \rho_{\text{вх}} \exp \left[\beta V_{\text{вх}} \left(\frac{2n_d g + \theta_{\text{вх}} \beta V_{\text{вх}}^2}{2\beta \tau V_{\text{вх}}^2} t^2 - \theta_{\text{вх}} t \right) \right]. \quad (3.4.15)$$

Обозначим через Ψ_1 дозу перегрузки на начальном участке погружения. Тогда, используя (3.4.2) и (3.4.7), получим

$$\begin{aligned} \Psi_1 = & \int_0^\tau \frac{V \sqrt{\left\{ \frac{c_x V_{\text{вх}}^2 S \sqrt{1+K^2}}{mg_0} \rho_{\text{вх}} \exp \left[\beta V_{\text{вх}} \left(\frac{2n_d g + \theta_{\text{вх}} \beta V_{\text{вх}}^2}{2\beta \tau V_{\text{вх}}^2} t^2 - \theta_{\text{вх}} t \right) \right] - 3 \right\}^3}}{2800 \xi} dt, \\ & (3.4.16) \end{aligned}$$

или

$$\Psi_1 = \int_0^{\tau} (Me^{Nt^2 - Lt} - 3)^{\frac{3}{2}} dt, \quad (3.4.17)$$

$$\text{где } M = \frac{\rho_{\text{вх}} c_x V_{\text{вх}}^2 S \sqrt{1+K^2}}{(2800\tilde{\xi})^{\frac{2}{3}} mg_0}; \quad N = \frac{2n_d g + \theta_{\text{вх}}^3 V_{\text{вх}}^2}{2\tau V_{\text{вх}}}; \quad L = \beta V_{\text{вх}} \theta_{\text{вх}}.$$

Выражение (3.4.17) может быть проинтегрировано приближенно, что позволит получить зависимость дозы перегрузки на начальном участке погружения от параметров входа и конструктивных параметров СА:

$$\Psi_1 = \Psi_1(V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}}, n_d, c_x, K, m, S). \quad (3.4.18)$$

Рассмотрим метод определения дозы перегрузки на изоперегрузочных участках траектории спуска. На изоперегрузочном участке траектории имеем

$$\frac{d\bar{v}}{dt} = \sqrt{\frac{g}{r}} \frac{n}{\sqrt{1+K^2}}. \quad (3.4.19)$$

Используя (3.4.19), (3.4.2) и (3.4.7), получим выражение для приращения дозы перегрузки

$$d\Psi = \sqrt{\frac{r}{g}} \frac{\sqrt{(1+K^2)(2n-3)^3}}{2800\tilde{\xi}n} d\bar{v}, \quad (3.4.20)$$

или после интегрирования

$$\Psi = \frac{1}{2800\tilde{\xi}} \sqrt{\frac{r}{g}} \int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2} \frac{\sqrt{(1+K^2)(2n-3)^3}}{n} d\bar{v}, \quad (3.4.21)$$

где

$$\bar{v}_1 = \sqrt{1 + \frac{3}{2b\sqrt{1+K^2}}}; \quad (3.4.22)$$

\bar{v}_1 — скорость СА, начиная с которой перегрузка не превосходит абсолютно безопасную ($n=1,5$); b — некоторый постоянный коэффициент ($b>1$), обеспечивающий запас на управление при полете с перегрузкой, равной $n_{\text{захв}}$, \bar{v}_2 — скорость СА в момент начала изоперегрузочного участка траектории.

Если управление дальностью спуска на изоперегрузочном участке не производится и ставится задача получения оптимального аэродинамического качества СА $K_{\text{опт}}$, обеспечивающего минимум дозы перегрузки на участке спуска при выполнении условий захвата в каждой точке траектории, то необходимо в (3.4.21) подставить значение $n=n_{\text{захв}}$ и из условия $d\Psi/dK=0$ определить значение $K_{\text{опт}}$. Значение $K_{\text{опт}}$, полученное в работе [19], имеет вид

$$K_{\text{опт}} = \sqrt{\frac{A^2 + 9 + 3\sqrt{3A^2 + 9}}{2(A^2 - 9)}}, \quad (3.4.23)$$

где $A = 2b(\bar{v}^2 - 1)$.

Задача несколько усложняется, если необходимо производить управление дальностью спуска.

Выразим зависимость текущего значения аэродинамического качества СА от уровня перегрузки на изоперегрузочном участке траектории. Обозначим $1 + K^2 = \bar{K}$. Тогда из (2.3.23) получим

$$\frac{\sqrt{\bar{K}-1}}{\sqrt{\bar{K}}} - \frac{4ng_0}{\bar{K}v^2\beta} = -\frac{1}{n} + \frac{v^2}{ng_0r},$$

или

$$\frac{\sqrt{\bar{K}-1}}{\sqrt{\bar{K}}} - \frac{4n}{\bar{K}\bar{v}^2\beta r} = \frac{1}{n}(\bar{v}^2 - 1). \quad (3.4.24)$$

Анализ (2.3.23) показывает, что при $\bar{v} > 1$ требуемые значения аэродинамического качества отрицательны, т. е. необходимо принять $K = -\sqrt{\bar{K}-1}$. Кроме того, второй член в левой части (3.4.24) более чем на порядок меньше первого члена. В связи с этим примем

$$\frac{\sqrt{\bar{K}-1}}{\sqrt{\bar{K}}} \approx \frac{1}{n}(\bar{v}^2 - 1). \quad (3.4.25)$$

Используя (3.4.25) и (3.4.21), определим дозу перегрузки на изоперегрузочном участке траектории (Ψ_2):

$$\Psi_2 = \frac{1}{2800\tilde{\xi}} \sqrt{\frac{r}{g}} \int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2} \sqrt{\frac{(2n-3)^3}{n^2 - (\bar{v}^2 - 1)^2}} d\bar{v}. \quad (3.4.26)$$

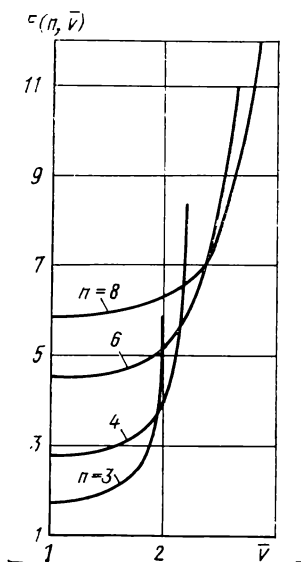
Принимая $r = R_3 + H \approx R_3$ и $g \approx g_0$, получим (в сторону завышения Ψ_2)

$$\Psi_2 = 0,29 \frac{1}{\tilde{\xi}} \int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2} \sqrt{\frac{(2n-3)^3}{n^2 - (\bar{v}^2 - 1)^2}} d\bar{v}. \quad (3.4.27)$$

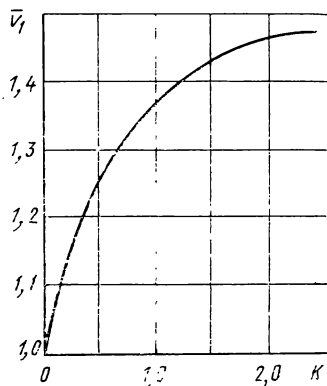
Выражение (3.4.27) существует при $n > (\bar{v}^2 - 1)$. Обозначим подынтегральное выражение в виде $F(n, \bar{v})$. На рис. 3.6 приведена зависимость функции $F(n, \bar{v})$ от \bar{v} при различных значениях перегрузки.

На рис. 3.7 приведена зависимость скорости \bar{v}_1 в функции располагаемого аэродинамического качества СА при коэффициенте запаса на управление $b = 1, 2$.

Из рис. 3.6, 3.7 следует, например, что при спуске с постоянной перегрузкой $n = 4$ при $\bar{V}_{\text{вх}} \approx \bar{v}_2 = 2$ для СА с располагаемым аэродинамическим качеством $K = 0,5$ скорость $\bar{v}_1 = 1,25$ и доза перегрузки $\Psi_2 \approx 0,75$ (при $\tilde{\xi} = 1$).



3.6. Зависимость функции $F(n, \bar{v})$ от относительной скорости СА



3.7. Зависимость скорости СА, начиная с которой перегрузка не превосходит абсолютно безопасной, от располагаемого аэродинамического качества СА

Введем понятие некоторой области фазового пространства, которую назовем областью возможных маневров (ОВМ) *. В данном случае под ОВМ будем подразумевать совокупность фазовых координат СА, удовлетворение которой обеспечивает приведение СА с выбранной СУС в точку посадки при управлении на неавтономном участке траектории спуска. Сечение ОВМ плоскостью спуска образует зону возможных маневров (ЗВМ), ограниченную высотой полета H и дальностью D до точки посадки по линии визирования.

Процесс управления на изоперегрузочном участке траектории будет продолжаться до момента достижения некоторого функционала от фазовых координат СА заданного значения

$$\Phi(v, H, \theta, D) = \Phi^* \quad (3.4.28)$$

при наличии ограничения

$$D \leq D_3, \quad (3.4.29)$$

где D_3 — дальность прямой видимости точки посадки.

Интеграл в уравнении (3.4.27) не выражается через элементарные функции. В связи с тем, что при управлении дальностью спуска необходима только проверка условия (3.4.7) интеграл можно вычислять приближенно. Разобьем интервал $[\bar{v}_1, \bar{v}_2]$ на j интервалов (j — четное) и используем формулу Симпсона. Получим

$$\int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2} F(n, \bar{v}) d\bar{v} \approx \frac{\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{3j} (F_0 + 4F_1 + 2F_2 + \dots + F_n). \quad (3.4.30)$$

* В общем случае под областью возможных маневров СА понимается область пространства, граница которой определяется из условия приведения СА в заданную точку посадки при максимальном использовании маневренных возможностей аппарата.

Полагая $j=4$ (что обеспечивает погрешность в определении Ψ_2 не более 5%) будем иметь

$$\Psi_2 = 0,29 \frac{\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{12\bar{\xi}} (F_0 + 4F_1 + 2F_2 + 4F_3 + F_4), \quad (3.4.31)$$

где F_i — значение подынтегрального выражения в (3.4.27) в узловых точках интервалов разбиения.

Обозначим через Ψ_3 дозу перегрузки на конечном участке спуска. В связи с тем, что скорость СА в момент начала неавтономного управления значительно меньше круговой, имеет место неравенство $\Psi_2 \gg \Psi_3$.

Для оценки величины Ψ_3 необходимо численно интегрировать на борту систему уравнений движения СА в ускоренном масштабе времени при выбранном методе управления на конечном участке или использовать приближенные аналитические выражения для параметров траектории, полученные в гл. 4 настоящей книги. В общем случае при организации управления дальностью спуска от момента входа СА в атмосферу до момента посадки необходимо выполнение условия

$$\Psi_1 + \Psi_2 + \Psi_3 \leq 1. \quad (3.4.32)$$

Предположим, что функционал (3.4.28) определен. Тем самым определена дальность конечного участка $L_{3,4}$ и доза перегрузки Ψ_3 . При заданных начальных параметрах входа доза перегрузки Ψ_1 на начальном участке входа определяется в соответствии с (3.4.17). Пусть требуемая дальность полета реализуется отслеживанием постоянного значения перегрузки n_L на основе линейного прогноза отклонений конечной дальности. Тогда, используя (3.1.3) и (3.4.31), получим значение дозы Ψ_2 на изоперегрузочном участке траектории:

$$\Psi_2 = 0,29 \frac{\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{12\bar{\xi}} [F_0(n_L, \bar{v}) + 4F_1(n_L, \bar{v}) + \dots + F_4(n_L, \bar{v})]. \quad (3.4.33)$$

Если условие (3.4.32) выполняется, то на изоперегрузочном участке траектории поддерживается вычисленное значение перегрузки n_L вплоть до достижения заданного значения функционала Φ^* . При этом в каждой точке траектории должно выполняться условие захвата $n_L > n_{\text{захв}}$. Если в какой-либо точке изоперегрузочного участка последнее условие нарушается, необходимо перевести СА на новый уровень перегрузки $n_L = bn_{\text{захв}}$.

Рассмотрим случай, когда не выполняется условие по дозе перегрузки (3.4.32). Тогда требуемое значение перегрузки будем определять из выражения

$$\Psi_2 = 1 - \Psi_1 - \Psi_3. \quad (3.4.34)$$

Обозначим это значение перегрузки через n_Ψ . Используя (3.4.33), получим

$$1 - \Psi_1 - \Psi_3 = 0,29 \frac{\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{12\bar{\xi}} [F_0(n_\Psi, \bar{v}) + 4F_1(n_\Psi, \bar{v}) + \dots + F_4(n_\Psi, \bar{v})]. \quad (3.4.35)$$

Процедура отыскания потребного значения перегрузки n_{Ψ} заключается в следующем. В момент выхода на изоперегрузочный участок траектории фиксируется значение скорости СА \bar{v}_2 . В соответствии с (3.4.22) определяется значение скорости \bar{v}_1 . Интервал $[\bar{v}_2, \bar{v}_1]$ разбивается на j интервалов. Вычисляется значение функции $F_i(n_{\Psi}, \bar{v}_i)$ в узловых точках интервалов разбиения:

$$F_i(n_{\Psi}, \bar{v}_i) = \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - (\bar{v}_i^2 - 1)^2}}, \quad (3.4.36)$$

где i — номер интервала.

При $j=4$ имеем

$$F_0(n_{\Psi}, \bar{v}_0) = \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - (\bar{v}_0^2 - 1)^2}}; \quad (3.4.37)$$

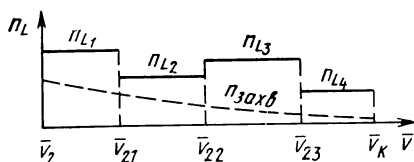
$$\begin{aligned} F_1(n_{\Psi}, \bar{v}_1) &= \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - \left[\left(\frac{3\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{4}\right)^2 - 1\right]^2}}; \quad F_2(n_{\Psi}, \bar{v}_2) = \\ &= \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - \left[\left(\frac{\bar{v}_2 - \bar{v}_1}{4}\right)^2 - 1\right]^2}}; \quad F_3(n_{\Psi}, \bar{v}_3) = \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - \left[\left(\frac{\bar{v}_2 + 3\bar{v}_1}{4}\right)^2 - 1\right]^2}}; \\ F_4(n_{\Psi}, \bar{v}_4) &= \sqrt{\frac{(2n_{\Psi} - 3)^3}{n_{\Psi}^2 - (\bar{v}_1^2 - 1)^2}}. \end{aligned}$$

При заданном функционале (3.4.28), определенном в соответствии с (3.4.17) значениями Ψ_1 и при использовании (3.4.37) значение перегрузки n_{Ψ} определяется итерационным методом из (3.4.35). В качестве нулевого приближения выбирается значение n_L , соответствующее полету на заданную дальность. Если при полете СА с перегрузкой n_{Ψ} не будет обеспечено попадание в область фазового пространства, соответствующую ОВМ, то начало неавтономного управления будет определяться условием достижения СА дальности прямой видимости точки посадки ($D=D_3$). При этом будет иметь место промах СА относительно точки посадки.

В связи с этим рассмотрим алгоритм управления дальностью полета СА с уточнением величины потребной перегрузки в процессе спуска. Сформулируем задачу следующим образом: определить закон изменения потребной перегрузки СА в функции текущих фазовых координат, обеспечивающий переход СА из точки с известным вектором состояния в допустимую область фазовых координат, определяемую (3.4.28), при наличии ограничения по дозе перегрузки (3.4.32).

Процесс регулирования перегрузки СА примем многошаговым. На каждом цикле работы БЦВМ определяется потребное значение перегрузки n_L , обеспечивающее выполнение конечных условий.

3.8. Зависимость потребной перегрузки СА от относительной скорости



Обозначим располагаемое значение дозы перегрузки на участке изоперегрузочного полета через Ψ_{2p} :

$$\Psi_{2p} = 1 - \Psi_1 + \Psi_{3\max}, \quad (3.4.38)$$

где $\Psi_{3\max}$ — максимальное значение дозы перегрузки при спуске из ОВМ в точку посадки.

Значение Ψ_1 определяется в соответствии с (3.4.17), а $\Psi_{3\max}$ может быть определено для конкретного СА и выбранного метода управления на конечном участке. Используя (3.2.2) и (3.2.3), определим потребное значение перегрузки на каждом шаге:

$$n_L = \frac{R_3 \sqrt{1 + K^2} (\bar{v}_2 - \bar{v}_K^2)}{2 \left(L_{\text{тп}} - \int_0^t \bar{v} \sqrt{g R_3} \frac{R_3}{R_3 + H} \cos \theta dt - L_{3,4}^* \right)}, \quad (3.4.39)$$

где $L_{3,4}^*$ — соответствует максимальной дальности D_{\max} области возможных маневров; t — текущее время полета от момента входа СА в атмосферу.

Одновременно в начале каждого шага определяется минимальное значение перегрузки, при которой осуществляется захват СА атмосферой $n_{\text{захв}}$. При $n_L \leq b n_{\text{захв}}$ эффективное аэродинамическое качество СА меняется таким образом, чтобы на следующем шаге обеспечить полет с $n_L = b n_{\text{захв}}$.

Обозначим координаты некоторой фиксированной точки ОВМ через x_k^0, y_k^0, z_k^0 . Каждой точке ОВМ соответствует диапазон изменения составляющих вектора скорости СА, при которых обеспечивается точное попадание СА в точку посадки на конечном участке спуска. Для фиксированной точки ОВМ этот диапазон запишем в виде $\bar{v}_{x_{k\min}}^0, \bar{v}_{x_{k\max}}^0, \dots, \bar{v}_{z_{k\max}}^0$.

Разобьем диапазон скорости $[\bar{v}_2, \bar{v}_K]$ на четыре интервала (рис. 3.8). Скорость СА в конце первого, второго и третьего интервалов обозначим соответственно через $\bar{v}_{21}, \bar{v}_{22}$, и \bar{v}_{23} . Потребную перегрузку на каждом интервале примем кусочно-постоянной, равной $n_{L,i}$ ($i=1, \dots, 4$).

В качестве варьируемых параметров выберем $n_{L,1}, \dots, n_{L,4}, \bar{v}_{21}, \bar{v}_{22}$ и \bar{v}_{23} . Параметр \bar{v}_{23} используется для обеспечения выполнения условия по дозе перегрузки (3.4.32). После выхода СА на изоперегрузочный участок траектории с помощью БЦВМ определяется диапазон потребных значений варьируемых параметров, удовлетворяющих следующим условиям:

$$[x_{jk}, \bar{v}_{jk}]_{\min} = [x_{jk}^0, \bar{v}_{jk}^0]_{\min} \quad (j=1, 2, 3), \quad (3.4.40)$$

$$\Psi_2 \leq \Psi_{2p}$$

и

$$[x_{jk}, \bar{v}_{jk}]_{\max} = [x_{jk}^0, \bar{v}_{jk}^0]_{\max}, \quad (3.4.41)$$

$$\Psi_2 \leq \Psi_{2p},$$

В качестве нулевого приближения возможно использование значения n_L , полученного из (3.4.39).

Фактические значения перегрузки СА на каждом шаге должны лежать в диапазоне их потребных значений, т. е. $n_{L_1} \leq n_L \leq n'_{L_1}, \dots, n'_{L_4} \leq n_L \leq n'_{L_4}$. Если $n'_{L_i} \leq bn_{\text{захв}}$, то для обеспечения захвата СА атмосферой выбирается $n_{L_i} = bn_{\text{захв}}$.

Рассмотренный алгоритм решения краевой задачи требует большого количества вычислений на борту СА, т. е. наличия на борту БЦВМ с большим быстродействием (не менее $5 \cdot 10^5$ операций в секунду) и довольно большой емкостью памяти, тем более, что при расчетах необходимо учитывать время перехода с одного уровня перегрузки на другой. Если принять, что диапазон изменения составляющих вектора скорости СА не зависит от координат точки, принадлежащей ОВМ (что вполне допустимо при незначительном уменьшении ОВМ), то краевую задачу можно свести к четырехпараметрической, что приведет к снижению требований к быстродействию БЦВМ. Для дальнейшего уменьшения требований к БЦВМ рассмотрим приближенный метод, позволяющий оценить влияние изменения уровня перегрузки на конечные параметры движения СА. Для этого определим частные производные дозы перегрузки, дальности полета и конечной скорости СА по перегрузке. Имеем

$$\frac{\partial \Psi_2}{\partial n} = \frac{m}{2800 \xi} \sqrt{\frac{R_3}{g}} \frac{V(2n-3)^3}{nc_{xp} R_3 \bar{v} S \sqrt{1+K^2}}; \quad (3.4.42)$$

$$\frac{\partial \Delta L_{\text{тр}}}{\partial n} = -\frac{R_3}{2n^2} \sqrt{1+K^2} (\bar{v}^2 - \bar{v}_k^2), \quad (3.4.43)$$

$$\text{где } \bar{v}_k = \sqrt{(\bar{v}_{x_k}^0)^2 + (\bar{v}_{y_k}^0)^2 + (\bar{v}_{z_k}^0)^2};$$

$$\frac{\partial \bar{v}_k}{\partial n} = \frac{(1 - \bar{v}^2)}{2n \bar{v}_k} - \frac{\Delta L_{\text{тр}}}{R_3 \bar{v}_k \sqrt{1+K^2}}. \quad (3.4.44)$$

Предположим, что ОВМ определена таким образом, что диапазон изменения составляющих вектора скорости СА не зависит от координат точки, принадлежащей ОВМ. В конце каждого интервала измерений должно приниматься решение о выборе того или иного значения уровня перегрузки для остающейся части изоперегрузочного участка. Решение этой задачи можно производить пристрелкой, интегрируя уравнения движения вперед до попадания в

ОВМ. Однако приближенно эту задачу можно решить, используя (3.4.42 ... 3.4.44).

Обозначим через $\Delta \bar{v}_k$ разность допустимых значений конечной скорости СА в пределах ОВМ:

$$\Delta \bar{v}_k = \bar{v}_{k \max} - \bar{v}_{k \min}; \quad (3.4.45)$$

через $\Delta \bar{L}_{\text{тр}}$ обозначим протяженность ОВМ по дальности:

$$\Delta \bar{L}_{\text{тр}} = \Delta L_{\text{тр max}} - \Delta L_{\text{тр min}}, \quad (3.4.46)$$

где $\Delta L_{\text{тр max, min}}$ — расстояние по поверхности Земли между радиусами-векторами, проведенными из центра Земли через центр масс СА и минимально (максимально) удаленную от точки посадки точку ОВМ.

Расстояние между СА и серединой ОВМ равно

$$\Delta L_{\text{тр}}^0 = \frac{\Delta L_{\text{тр max}} + \Delta L_{\text{тр min}}}{2}. \quad (3.4.47)$$

При выходе на изоперегрузочный участок траектории определяется требуемое значение перегрузки n_L ($2 \geq 2$) по заданным значениям $\Delta L_{\text{тр}}^0$ и \bar{v}_k^0 , где \bar{v}_k^0 — полусумма максимально и минимально допустимых значений конечной скорости СА. Здесь же производится вычисление в соответствии с (3.4.33) дозы перегрузки Ψ_2 . После выхода СА на уровень перегрузки n_L начинается следующий цикл вычислений. В соответствии с (3.2.3) уточняется $\Delta L_{\text{тр}}$ и по формуле (3.2.2) определяется новое значение потребной перегрузки n_{L_2} . Одновременно оценивается изменение дозы перегрузки Ψ_2 и конечной скорости \bar{v}_k :

$$\Delta \Psi_2 = \frac{\partial \Psi_2}{\partial n} (n_{L_2} - n_{L_1}); \quad (3.4.48)$$

$$\Delta \bar{v}_k = \frac{\partial \bar{v}_k}{\partial n} (n_{L_2} - n_{L_1}). \quad (3.4.49)$$

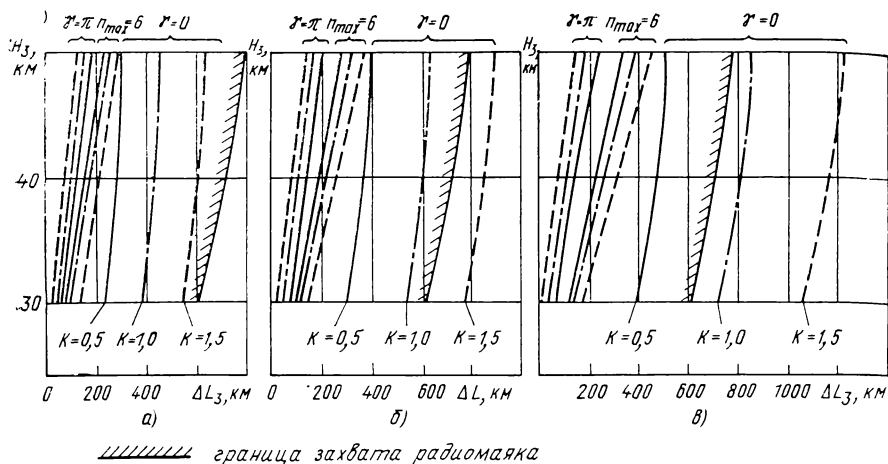
При этом должны удовлетворяться следующие условия:

$$\Psi_2 + \Delta \Psi_2 \leq \Psi_{2p} \quad (3.4.50)$$

и

$$\bar{v}_{k \min} \leq \bar{v}_k + \Delta \bar{v}_k \leq \bar{v}_{k \max}. \quad (3.4.51)$$

Удовлетворение условий (3.4.50) и (3.4.51) обеспечивается варьированием перегрузки n_{L_2} в пределах от $n_{L_{2 \min}}$ до $n_{L_{2 \max}}$, где $n_{L_{2 \min}}$ соответствует $\Delta L_{\text{тр max}}$, а $n_{L_{2 \max}} - \Delta L_{\text{тр min}}$. При невозможности удовлетворения обоих условий одновременно для пилотируемых СА удовлетворяется условие (3.4.50), а для беспилотных — условие (3.4.51), причем в первом случае начало наведения СА в точку посадки будет производиться при достижении СА дальности прямой видимости точки посадки. Процесс выбора требуемого значения перегрузки будет многошаговым. Длительность каждого шага опре-



3.9. Зоны возможных маневров СА:

а— $v_3=2,5$ км/с; б— $v_3=3,0$ км/с; в— $v_3=3,5$ км/с

деляется быстродействием БЦВМ и временем перехода СА с одного уровня перегрузки на другой.

Для оценки возможности использования рассмотренных алгоритмов управления дальностью был произведен расчет зон возможных маневров, т. е. сечений ОВМ плоскостью спуска (рис. 3.9). ЗВМ получены для различных значений скорости СА в конце изоперегрузочного участка и значений располагаемого аэродинамического качества аппарата при ограничении максимальной перегрузки ($n \leq n_d$). Расчеты проводились при полете СА с постоянным углом крена на конечном участке спуска. Начальный угол θ принимался равным нулю.

Таким образом, задав область возможных маневров, можно организовать достаточно простые многошаговые алгоритмы управления дальностью на изоперегрузочном участке траектории спуска.

3.5. МЕТОД РАСЧЕТА КОРРЕКТИРУЮЩИХ УПРАВЛЯЮЩИХ ПАРАМЕТРОВ

Критерием приемлемости рассмотренных алгоритмов управления дальностью является максимальная вероятность попадания СА в область возможного маневра. С этой точки зрения наиболее рациональным является многошаговый алгоритм управления дальностью с прогнозированием дозы перегрузки в процессе спуска, так как процедура расчета потребных значений перегрузки СА связана с выбором некоторой фиксированной точки в ОВМ. При расчете номинальных траекторий спуска без учета возмущающих факторов величина управляющих параметров выбирается в соответствии с принятым алгоритмом управления движением СА. При исследовании возмущенного движения СА необходимо определять фактические значения управляющих параметров, т. е. оценивать динамические свойства СУС с точки зрения возможности парирования возмущающих факторов. Рассмотрим метод расчета корректирующих управляющих параметров, который

в сочетании с простейшими алгоритмами управления дальностью (например, алгоритмом управления дальностью при полете СА с постоянной перегрузкой) позволяет определить влияние возмущающих факторов на фазовые координаты аппарата в конечной точке, а также корректирующие управляющие воздействия, обеспечивающие получение заданных фазовых координат СА в конечной точке. Данный метод основан на теории чувствительности автоматических систем [20, 21, 24] и позволяет сформировать адаптивный алгоритм управления дальностью полета, обеспечивающий точное приведение СА в заданную точку области возможных маневров. Заданную точку ОВМ определяют следующие фазовые координаты: высота H_k , угловое расстояние от точки входа φ_k и скорость v_k .

Сформулируем задачу следующим образом:

1. Определить влияние отклонений начальных параметров входа, параметров атмосферы и проектных параметров СА на фазовые координаты аппарата в конечной точке.

2. Определить закон изменения корректирующих управляющих параметров, обеспечивающий получение заданных фазовых координат в конечной точке ($H = H_k$, $\varphi = \varphi_k$, $v = v_k$).

В качестве управляющих параметров будем рассматривать угол атаки α и угол крена γ .

В качестве возмущающих факторов: ошибки в параметрах входа Δv_0 , $\Delta \theta_0$, отклонение плотности атмосферы от расчетной $\Delta \rho$, изменение массы СА из-за уноса ТЗП Δm , изменение аэродинамического качества СА вследствие изменения аэродинамических характеристик из-за уноса ТЗП ΔK , отклонения управляющих параметров от расчетных значений $\Delta \alpha$, $\Delta \gamma$. Движение СА будем рассматривать в плоскости спуска в изотермической атмосфере. Метод может быть использован и при рассмотрении пространственного движения СА. Уравнения движения запишем в виде

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dH} &= -\frac{\rho c_x v S}{2m \cos \theta} - \frac{g}{v}; \\ \frac{d\theta}{dH} &= \frac{c_y(\alpha) \rho S \cos \gamma}{2m \sin \theta} - \left(\frac{g}{v^2} - \frac{1}{r} \right) \operatorname{ctg} \theta; \\ \frac{d\varphi}{dH} &= \frac{\operatorname{ctg} \theta}{r}, \end{aligned} \quad (3.5.1)$$

или

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dH} &= F_1(H, v, \theta, \rho, m, K, \alpha); \\ \frac{d\theta}{dH} &= F_2(H, v, \theta, \rho, m, K, \alpha, \gamma); \\ \frac{d\varphi}{dH} &= F_3(H, \theta). \end{aligned} \quad (3.5.2)$$

Обозначим расчетные значения фазовых координат СА в виде x_{pi} ($i=1, 2, 3$), а возмущающие параметры в виде Δy_{pj} ($j=1, 2 \dots 7$). Расчетные значения фазовых координат, полученные из решения системы (3.5.2) при номинальных управляющих параметрах и параметрах СА, определяют расчетную траекторию. Возмущенная траектория получается подстановкой возмущенных значений y_j в уравнения движения.

Определим функции чувствительности, которые представляют собой отношение отклонения фазовой координаты СА от расчетного значения к отклонению возмущающего параметра. Имеем

$$(f_{ij})_{H_0} = \frac{\partial x_{pi}}{\partial y_{pj}}. \quad (3.5.3)$$

Возмущенные значения фазовых координат СА запишем в виде

$$x_i = x_{pi} + \frac{\partial x_{pi}}{\partial y_{pj}} \Delta y_j(H_0), \quad (3.5.4)$$

где $\Delta y_j(H_0)$ — приращение возмущающего параметра на высоте входа ($H=H_0$). Для определения функций чувствительности составим следующую систему:

$$\begin{aligned}\frac{df_{1j}}{dH} &= \frac{\partial F_1}{\partial x_1} f_{1j} + \frac{\partial F_1}{\partial x_2} f_{2j} + \frac{\partial F_1}{\partial y_{pj}}; \\ \frac{df_{2j}}{dH} &= \frac{\partial F_2}{\partial x_1} f_{1j} + \frac{\partial F_2}{\partial x_2} f_{2j} + \frac{\partial F_2}{\partial y_{pj}}; \\ \frac{df_{3j}}{dH} &= \frac{\partial F_3}{\partial x_2} f_{2j}.\end{aligned}\quad (3.5.5)$$

Здесь

$$\begin{aligned}x_1 &= v_p, \quad x_2 = \theta_p, \quad y_{p1} = v_0, \quad y_{p2} = \theta_0, \\ y_{p3} &= \rho, \quad y_{p4} = m, \quad y_{p5} = K, \quad y_{p6} = \alpha, \\ y_{p7} &= \gamma\end{aligned}$$

Частные производные $\partial F_i / \partial x_k$ вычисляются вдоль расчетной траектории. Начальные условия для f_{ij} определяются в соответствии с (3.5.3).

Таким образом, для вычисления функций чувствительности необходимо решить совместно системы (3.5.2) и (3.5.5), т. е. 24 уравнения (при $i=3$ и $j=7$). Определение частных производных функций F_i по фазовым координатам и возмущающим параметрам не представляет затруднений.

Матрица чувствительности системы имеет вид

$$\mathbf{M} = \begin{vmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1} & \frac{\partial F_1}{\partial x_2} & 0 \\ \frac{\partial F_2}{\partial x_1} & \frac{\partial F_2}{\partial x_2} & 0 \\ 0 & \frac{\partial F_3}{\partial x_2} & 0 \end{vmatrix}. \quad (3.5.6)$$

Вектор чувствительности запишем следующим образом:

$$\mathbf{f}_j = \begin{vmatrix} f_{1j} \\ f_{2j} \\ f_{3j} \end{vmatrix}. \quad (3.5.7)$$

Обозначим вектор, составленный из частных производных по возмущающему параметру, через \mathbf{f}_j^* . Имеем

$$\mathbf{f}_j^* = \begin{vmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial y_{pj}} \\ \frac{\partial F_2}{\partial y_{pj}} \\ 0 \end{vmatrix}. \quad (3.5.8)$$

Тогда система (3.5.5) в векторной форме запишется следующим образом:

$$\frac{df_j}{dH} = \mathbf{M} \mathbf{f}_j + \mathbf{f}_j^*. \quad (3.5.9)$$

Если известны функции чувствительности для конечной высоты $H_k(f_{ij})_{H_k}$, то можно оценить ошибку любой фазовой координаты СА на высоте H_k , вызван-

ную вариациями начальных параметров входа, параметров атмосферы, конструктивных параметров СА и параметров управления. Получим

$$x_{ik} - x_{pik} = f_{i1}\Delta v_0 + f_{i2}\Delta \theta_0 + f_{i3}\Delta \rho + f_{i4}\Delta m + f_{i5}\Delta K + f_{i6}\Delta \alpha + f_{i7}\Delta \gamma. \quad (3.5.10)$$

Если в процессе полета возникает необходимость определения функций чувствительности на некоторой высоте H^* ($H^* \in H_0, H_k$), то необходимо заменить в (3.5.9) H_0 на H^* , причем структура уравнения останется неизменной. Однако на высоте H^* необходимо учитывать влияние отклонений фазовых координат СА для расчета ошибок фазовых координат на высоте H_k . Для этого нужно определить функции чувствительности фазовых координат СА, которые можно записать в виде

$$W_{ij}(H, y_p, H^*) = \frac{\partial x_i(H, y_p, H^*)}{\partial x_j(H^*)}. \quad (3.5.11)$$

Система уравнений чувствительности фазовых координат СА в векторной форме запишется следующим образом:

$$\frac{d \mathbf{W}_j}{dH} = \mathbf{M} \mathbf{W}_j, \quad (3.5.12)$$

где

$$\mathbf{W}_j = \begin{bmatrix} W_{1j} \\ W_{2j} \\ W_{3j} \end{bmatrix}.$$

Начальные условия

$\mathbf{W}_j(H^*, y_p, H^*) = \mathbf{C}_j$. Метод решения уравнения (3.5.9) приведен в работе [50].

Определим ошибку в фазовых координатах СА на высоте H_k , вызванную ошибками параметров движения на высоте H^* , отклонениями конструктивных параметров СА, параметров атмосферы и параметров управления:

$$x_{ik} - x_{pik} = W_{i1}\Delta v_{H^*} + W_{i2}\Delta \theta_{H^*} + f_{i3}\Delta \rho_{H^*} + f_{i4}\Delta m_{H^*} + f_{i5}\Delta K_{H^*} + f_{i6}\Delta \alpha_{H^*} + f_{i7}\Delta \gamma_{H^*}. \quad (3.5.13)$$

где $\Delta v_{H^*} = v - v_p$ при $H = H^*$; $\Delta \theta_{H^*} = \theta - \theta_p$

при $H = H^*$ и т. д.

При $\Delta \alpha_{H^*}$ и $\Delta \gamma_{H^*}$ равных нулю уравнение (3.5.13) даст возможность определить ошибки в фазовых координатах СА при некорректируемом управлении. Для определения потребных корректирующих управлений $\Delta \alpha$ и $\Delta \gamma$, обеспечивающих нулевые ошибки в фазовых координатах СА при $H = H_k$, воспользуемся обратной задачей теории чувствительности. Из (3.5.10) при $H = H_0$ и (3.5.13) при $H = H^*$ имеем

$$f_{11}\Delta v_0 + f_{12}\Delta \theta_0 + f_{13}\Delta \rho + f_{14}\Delta m + f_{15}\Delta K + f_{16}\Delta \alpha + f_{17}\Delta \gamma = 0; \quad (3.5.14)$$

$$f_{31}\Delta v_0 + f_{32}\Delta \theta_0 + f_{33}\Delta \rho + f_{34}\Delta m + f_{35}\Delta K + f_{36}\Delta \alpha + f_{37}\Delta \gamma = 0$$

$$W_{11}\Delta v_{H^*} + W_{12}\Delta \theta_{H^*} + f_{13}\Delta \rho_{H^*} + f_{14}\Delta m_{H^*} + f_{15}\Delta K_{H^*} + f_{16}\Delta \alpha_{H^*} + f_{17}\Delta \gamma_{H^*} = 0; \quad (3.5.15)$$

$$W_{31}\Delta v_{H^*} + W_{32}\Delta \theta_{H^*} + f_{33}\Delta \rho_{H^*} + f_{34}\Delta m_{H^*} + f_{35}\Delta K_{H^*} + f_{36}\Delta \alpha_{H^*} + f_{37}\Delta \gamma_{H^*} = 0.$$

Решая (3.5.14) и (3.5.15), получим потребные значения $\Delta \alpha$, $\Delta \gamma$ и $\Delta \alpha_{H^*}$, $\Delta \gamma_{H^*}$.

Данный метод является аналогом метода попадающих траекторий и метода λ -матричного управления (см. разд. 4.1), однако он требует меньшего количества вычислительных операций на борту СА.

При гиперболических скоростях входа и использовании линейных алгоритмов управления, основанных на применении функций чувствительности необходимо исследовать устойчивость процесса управления.

В работе [50] были проведены расчеты траекторий движения СА с адаптивной системой управления, аналогичной рассмотренной выше, при спуске в атмосфере Марса с использованием не аэродинамического, а газодинамического управления. Расчеты показали, что конечное отклонение скорости уменьшается на 90% по сравнению со случаем неуправляемого полета и в несколько раз уменьшается отклонение в угловой дальности полета.

3.6. БОКОВОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ СА

В предыдущих разделах книги рассматривалось движение СА в продольной плоскости, причем при управлении по крену влияние боковой составляющей подъемной силы на траекторию спуска не учитывалось. Однако в ряде случаев величина возможной боковой составляющей дальности спуска является весьма существенным параметром, если необходимо обеспечить спуск в заданном районе при подаче тормозного импульса в любой точке начальной орбиты.

Пространственное движение СА удобно рассматривать в геоцентрической экваториальной системе координат, в которой положение центра масс аппарата определяется двумя углами (φ — широтой, λ — долготой) и радиусом-вектором \mathbf{r} . Уравнения движения СА без учета вращения Земли в проекциях на вектор скорости и на нормали к вектору скорости запишем следующим образом:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= -c_x \frac{\rho V^2}{2} S - mg_0 \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= c_y \frac{\rho V^2}{2} S \cos \gamma - mg_0 \cos \theta + m \frac{V^2 \cos \theta}{R_3 + H}; \\ mV \frac{d\psi}{dt} &= c_y \frac{\rho V^2}{2} S \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{mV^2}{R_3 + H} \cos \theta \cos \psi \operatorname{tg} \varphi; \\ \frac{dH}{dt} &= v \sin \theta; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{v \cos \theta \sin \psi}{R_3 + H}; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{v \cos \theta \cos \psi}{(R_3 + H) \cos \varphi}, \end{aligned} \quad (3.6.1)$$

где H — высота полета СА; ψ — курсовой угол (угол между проекцией вектора \mathbf{V} на местную горизонтальную плоскость и местной параллелью).

Интегрирование системы (3.6.1) дает возможность получить все параметры пространственной траектории движения СА. В частности, боковая дальность спуска может быть определена из следующих соотношений:

$$\Phi_\delta = \arcsin \frac{\mathbf{r}(\mathbf{r}_0 \times \mathbf{V}_0)}{r [\mathbf{r}_0 \times \mathbf{V}_0]}; \quad L_\delta = R_3^* \Phi_\delta, \quad (3.6.2)$$

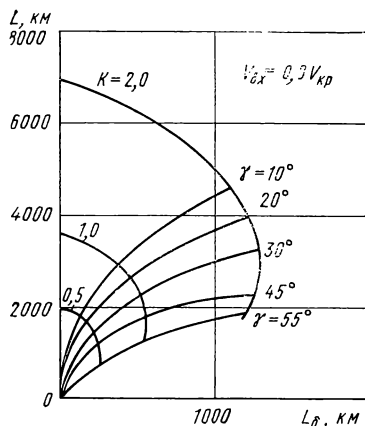
где Φ_0 — угол между текущим радиусом-вектором аппарата \mathbf{r} и плоскостью входа, определяемой начальным радиусом-вектором \mathbf{r}_0 и инерциальной скоростью аппарата \mathbf{V}_0 .

Величина боковой дальности зависит от программы изменения угла крена в процессе спуска. Максимальная боковая дальность, которой может достигнуть аппарат в процессе спуска, иногда принимается соответствующей углу крена, равному 45° , причем угол атаки должен соответствовать максимальному аэродинамическому качеству аппарата. Однако анализ динамики движения СА показывает, что регулирование аэродинамического качества в процессе спуска дает некоторое увеличение боковой дальности по сравнению со спуском с постоянным углом крена. Это объясняется следующими соображениями. Если увеличить угол крена, то уменьшится боковая составляющая подъемной силы и аппарат быстрее снизится в более плотные слои атмосферы, быстрее затормозится и дальность полета будет меньше. С уменьшением угла крена боковая составляющая подъемной силы будет тоже уменьшаться и, хотя полная дальность спуска может даже увеличиваться, боковая составляющая дальности может уменьшиться. Отсюда следует, что величина угла крена должна быть такой, чтобы основная часть траектории СА проходила на высотах, где аппарат не очень сильно тормозится и в тоже время боковая составляющая подъемной силы достаточно велика, чтобы получить большие боковые отклонения.

На рис. 3.10 приведена зависимость продольной и боковой дальности от угла крена при спуске с постоянным в процессе полета аэродинамическим качеством с орбиты спутника. Если учесть возможность бокового маневра на начальном участке входа при изменении скорости от $V_{вх}$ до $0,8 V_{кр}$, то боковая дальность еще более увеличится.

Величина бокового маневра во многом зависит от выбора формы траектории СА. В этом отношении представляет интерес траектория, состоящая из начального участка погружения, участка полета на постоянной высоте и далее изоперегрузочного участка, или участка равновесного планирования. Использование управления по крену на участке полета на постоянной высоте и на участке равновесного планирования позволяет получить значительное боковое отклонение. Увеличение по абсолютной величине угла входа приводит к увеличению маневренности СА по азимуту, однако полная дальность спуска резко уменьшается.

Увеличение начальной скорости входа значительно повышает



3.10. Зависимость продольной и боковой дальности от аэродинамического качества СА и угла крена

маневренные возможности аппарата. При прямом спуске со второй космической скоростью дальность бокового маневра значительно больше, чем при спуске с орбиты спутника при том же значении аэродинамического качества аппарата. При малом значении K ($K \leq 0,5$) полет с постоянным аэродинамическим качеством позволяет получить боковую дальность, чем полет на постоянной высоте. С увеличением аэродинамического качества СА эта разница становится менее значительной.

Как уже указывалось, регулирование угла крена в процессе спуска позволяет получить большую дальность бокового маневра. В связи с этим значительный интерес представляют задачи оптимизации пространственного движения СА при наличии различного рода ограничений при управлении как по углу атаки, так и по углу крена (α — γ -управление), рассмотренные, в частности, в монографии [30]. Заметим, что для обеспечения сильного изменения курсового угла в начальный момент угол крена должен быть достаточно большим, а затем угол крена должен быть уменьшен для получения большей дальности полета; иными словами, угол крена должен быть функционально связан с курсовым углом и текущей скоростью СА.

Практически задачу оптимизации бокового маневра СА удобно решать с использованием функций влияния. Задается некоторая программа $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$. Желательно, чтобы α и γ первого приближения были близки к их оптимальным значениям. Из системы (3.6.1) с использованием уравнений (3.6.2) определяются параметры опорной траектории и величина бокового отклонения. Затем составляется сопряженная система, интегрирование которой позволяет определить функции влияния, характеризующие влияние малого отклонения управляющих параметров на параметры движения СА и на величину бокового маневра. Вводятся поправки в программу $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$, обеспечивающие увеличение L_d с учетом принятых ограничений. В работе [72] в соответствии с описанной выше методикой были определены программы изменения по времени угла крена и угла атаки СА при наличии ограничений на дальность спуска, величину перегрузки и интегральное количество поглощенного тепла в критической точке при спуске с орбиты ИСЗ. Из решения следует, что угол атаки СА в процессе спуска почти не меняется и равен $\sim 20^\circ$, что соответствует максимальному аэродинамическому качеству рассматриваемого аппарата ($K=2$), а угол крена монотонно уменьшается от 60° почти до нуля.

ГЛАВА 4. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

В связи со значительным расширением в ближайшем будущем класса задач, которые будут решаться космическими аппаратами в околоземном и окололунном пространстве, вопросы повышения точности посадки возвращаемых ракетно-космических объектов становятся весьма актуальными. Существующие системы управле-

ния спуском, основанные на использовании только автономных методов управления, не позволяют решить эти вопросы.

Имеющиеся в настоящее время автономные СУС не обеспечивают требуемой точности посадки порядка сотен метров, и получение такой точности приведения СА в заданную точку с использованием только автономных методов управления весьма затруднительно из-за наличия ошибок в определении начальных параметров входа, инструментальных погрешностей навигационных систем, действия различного рода возмущающих факторов и т. д.

Ведущиеся в последнее время интенсивные исследования автономных СУС с использованием бортовой вычислительной техники позволяют значительно повысить точность посадки СА. Однако, как показывает анализ работы подобных СУС, обеспечение точного приведения СА на космодром связано с рядом технических трудностей, так как прогнозирование траектории спуска на конечном участке будет довольно неточным из-за существенного изменения аэродинамических коэффициентов на околозвуковых скоростях полета.

При значительном увеличении в будущем грузопотока на орбиты ИСЗ и увеличении интенсивности полетов в околоземном и окололунном пространстве необходимо решать задачу об обеспечении посадки СА непосредственно на космодром с ошибками в точке посадки не превышающими нескольких сотен метров.

В связи с этим возникает необходимость разработки СУС, обеспечивающих такие точности посадки. Одним из возможных путей решения данной задачи является создание комбинированных (полуавтономных) СУС, использующих на конечном участке спуска внешнюю информацию с целью уточнения взаимного положения СА и точки посадки.

Такую информацию можно получить при использовании наземной радиолокационной станции или всенаправленного радиомаяка. Подобного рода СУС могут быть применены для точного приведения на космодром современных орбитальных космических аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством, а также космических аппаратов, входящих в атмосферу Земли и других планет с гиперболическими скоростями.

Одной из основных проблем при проектировании данных СУС является обеспечение радиосвязи СА с Землей на конечном участке спуска. Так как в настоящее время радиосвязь не может быть обеспечена на всем атмосферном участке спуска, то на начальном участке входа могут быть использованы достаточно отработанные в настоящее время автономные СУС, а радионаведение используется с момента восстановления радиосвязи. Наметившийся в настоящее время прогресс в решении проблемы радиосвязи СА с Землей позволяет надеяться на возможность существенного увеличения высот начала радионаведения.

В данной главе проводится исследование динамики движения СА и анализируются алгоритмы управления спуском при исполь-

зовании комбинированных СУС на атмосферном участке полета. Сформулируем задачу следующим образом.

Определить структуру и параметры СУС, обеспечивающих приведение СА на космодром, и исследовать динамику движения СА на конечном участке при следующих ограничениях:

1. Управление СА на участке спуска производится с использованием только аэродинамических сил.

2. Управление СА осуществляется путем изменения угла крена (γ -управление) и совместно с углом атаки (α — γ -управление).

3. Максимальное аэродинамическое качество СА не превышает $K_{\max}=1,2$.

4. На конечном участке спуска используется система радионаведения.

Предполагается, что наведение СА в точку посадки на конечном участке производится из некоторой области возможных маневров, причем попадание в эту область обеспечивается автономной системой управления.

В связи с этим проведем анализ автономных СУС, целью которого является оценка точности приведения СА в точку посадки при использовании подобного рода систем, а также получение возможных отклонений параметров движения СА от их расчетных значений в момент начала неавтономного управления.

4.1. АНАЛИЗ АВТОНОМНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

Используемые и разрабатываемые в настоящее время системы управления движением СА можно разбить на три большие группы:

- 1) полностью автономные системы;
- 2) полуавтономные системы;
- 3) системы управления спуском при наведении СА в точку посадки с поверхности планеты или ее спутника.

Методы управления движением СА можно разделить на следующие группы, отличающиеся способом формирования управляющего сигнала, количеством потребного бортового оборудования, точностью приведения СА в заданную точку посадки и т. д.:

- 1) методы управления, использующие номинальную траекторию (в различных модификациях);
- 2) методы управления с прогнозированием параметров траектории и точки посадки;
- 3) комбинированные методы управления, использующие возможности наведения (или самонаведения) СА в точку посадки на конечном участке спуска.

При управлении СА с использованием номинальной (опорной) траектории параметры движения аппарата по опорной траектории вычисляются заранее и хранятся в бортовом вычислительном устройстве. Отклонения измеренных значений параметров движения от номинальных используются для формирования управляющего воздействия либо для выбора новой траектории. В бортовом вычислительном устройстве заложены или параметры опорной траекто-

рии, или некоторые коэффициенты влияния в функции независимой переменной, в качестве которой может быть время, перегрузка, скорость СА или высота полета.

Если систему нелинейных дифференциальных уравнений движения СА, задающих опорную траекторию, записать в виде

$$\frac{dx_m}{d\eta} = F_m(x_n, u_p, \eta),$$

где $x_n (1 \leq n \leq m)$ — переменные величины системы; F_m — заданные функции; u_p — управляющие функции; η — независимые переменные, то уравнение, связывающее конечное значение отклонения δx_q регулируемой величины от опорного значения с отклонениями фазовых координат СА δx_m в текущий момент времени и изменением управляющего воздействия δu_p от текущего момента до конца траектории, запишется следующим образом:

$$\delta x_q(\eta_k) = \sum_M \lambda_{x_m}^q(\eta) \delta x_m(\eta) + \sum_p J_{u^q}^x(\eta) \delta u_p.$$

При этом, приняв управляющее воздействие кусочно-постоянным и положив конечное отклонение регулируемой величины равным нулю, получим

$$u_p(\eta) = u_{p0}(\eta) + \sum_M \left(\frac{\partial F_{up}}{\partial x_m} \right)_0 \delta x_m(\eta),$$

где индекс «0» соответствует опорной траектории.

Системы управления спуском с отслеживанием номинальной траектории применимы при малых отклонениях фактической траектории от номинальной. В подобного рода СУС простой, наиболее доступной информацией является информация от измерения перегрузок, интегралов от перегрузок и времени полета.

Одним из возможных вариантов такой системы является СУС, в которой закон изменения аэродинамического качества СА K имеет следующий вид [56]:

$$\Delta K = -k_1 \Delta v_y - k_2 \Delta n_x - k_3 \Delta L,$$

где $\Delta K = K - K_0$, $\Delta v_y = v_y - v_{y0}$, $\Delta n_x = n_x - n_{x0}$ и $\Delta L = L - L_0$,

причем все номинальные значения фазовых координат СА заданы в функции горизонтальной составляющей скорости v_x . Номинальное аэродинамическое качество определяется законом:

$$K_0 = -k_1 v_{y0},$$

где k_1, k_2, k_3 — постоянные коэффициенты усиления системы (передаточные коэффициенты).

Использование переменных коэффициентов позволяет более эффективно влиять на процесс управления и, как правило, улучшает характеристики системы [63].

Большое развитие получили системы, в которых отслеживание опорной траектории производится на основе линейного прогноза

отклонений конечной дальности L_k [35, 64, 65 и др.]. Отклонения точки посадки в продольной плоскости при условии, что с момента времени t_i возмущения не будут действовать, можно записать в виде [35]:

$$\Delta L_k(t_i) = \frac{\partial L_k}{\partial x_i} \Delta x_i + \frac{\partial L_k}{\partial y_i} \Delta y_i + \frac{\partial L_k}{\partial v_{xi}} \Delta v_{xi} + \frac{\partial L_k}{\partial v_{yi}} \Delta v_{yi},$$

где $\frac{\partial L_k}{\partial x_i}, \dots, \frac{\partial L_k}{\partial v_{yi}}$ — частные производные конечной дальности полета по координатам и скоростям в момент времени t_i ; $\Delta x_i, \dots, \Delta v_{yi}$ — отклонения координат и составляющих скорости СА в момент времени t_i от расчетных значений.

Если в качестве управляющего параметра использовать угол крена γ , то соответствующее управляющее воздействие определяется следующим образом:

$$\Delta L_k(t_i) = \xi \frac{\partial L_k}{\partial \gamma} \Delta \gamma = 0.$$

Коэффициент $\xi \neq 0$ вводится для улучшения динамики процесса управления.

Методы построения СУС с переменными передаточными коэффициентами системы (функциями влияния) являются промежуточными между методом отслеживания номинальной траектории и методом прогнозирования точки посадки [66, 67 и др.].

Пусть уравнения движения СА в векторной форме имеют вид

$$\frac{dx}{d\tau} = F(x, u, \eta),$$

где u — скалярное управляющее воздействие; x — вектор фазовых координат СА; F — вектор-функция фазовых координат и управляющего воздействия.

Используя метод сопряженных уравнений Бласса [1], значение для вариации составляющей вектора x в конечный момент времени T можно записать следующим образом:

$$\delta x_1(T) = \int_{t_0}^T [\lambda^{-(1)T}(T, \tau) b(\tau)] \delta u(\tau) d\tau + \lambda^{-(1)T}(T, t_0) \delta x(t_0),$$

где $\lambda^{-(1)T}(T, t_0)$ — вектор функций влияния, определяемых при решении системы сопряженных уравнений, а вектор $b(t)$ составлен из производных $\partial F_i / \partial u[x_0(t), u_0(t)]$.

Если при известном начальном отклонении вектора $\delta x_0(t)$ считать, что $\delta u(t)$ на оставшемся интервале времени постоянно, то его можно определить из предыдущего уравнения, положив $\delta x_1(T) = 0$:

$$\delta u(t) = - \frac{\lambda^{-(1)T}(T, t_0) \delta x(t_0)}{\int_{t_0}^T [\lambda^{-(1)T}(T, \tau) b(\tau)] d\tau} = h^{-T}(T, t_0) \delta x(t_0).$$

Если иметь в виду, что вектор фазовых координат СА $\mathbf{x}(t)$ определяется непрерывно, то управление осуществляется по закону:

$$\delta u = h^{-T}(t) \delta \mathbf{x}(t).$$

Составляющие вектора $h^{-T}(t)$ вычисляются предварительно. В ряде случаев они могут быть определены аналитически [66]. Данный алгоритм не может обеспечить высокой точности посадки, так как не учитывает неточности определения параметров траектории, ошибки в аэродинамических коэффициентах СА, отклонения плотности атмосферы и т. д. В связи с этим делались попытки улучшить данный закон управления путем введения коэффициентов перекомпенсации. В ряде работ (например, [67]) переменные коэффициенты перекомпенсации подбирались эмпирически, причем они оказывались различными для различных сигналов управления. Разновидностью управления относительно опорной траектории является метод λ -матричного управления, предложенный в работе [68]. λ -матричное управление заключается в минимизации интеграла от квадрата отклонения управляющего воздействия при наличии ограничений на фазовые координаты СА. Пусть число фазовых переменных равно n , а число связей на конце p . Тогда λ_2 -матрица содержит p строк и n столбцов, т. е. для каждого заданного момента времени запоминается $n \times p$ чисел. Если число заданных управлений равно m , то запоминается матрица λ_1 , состоящая из m строк и p столбцов. Схему λ -матричного управления можно применить на начальном участке погружения СА в атмосферу до выхода на стационарную траекторию спуска. В этом случае за управляющую переменную можно принять угол атаки α (или угол крена γ), а за управление — высоту и угол наклона траектории в конечной точке, определяемой моментом достижения круговой скорости. Тогда $n=4$, $m=1$ и $p=2$.

В заданные моменты времени четыре фазовые координаты СА (две компоненты скорости и положения) сравниваются с номинальными и составляется матрица ошибок:

$$\delta \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}(t_0) - \mathbf{x}_{\text{ном}}(t_0).$$

Отклонение управляющей переменной равно:

$$\delta \alpha(t) = -\lambda_1(t) \lambda_2(t_0) \delta \mathbf{x}(t_0),$$

и управляющий сигнал вычисляется по формуле

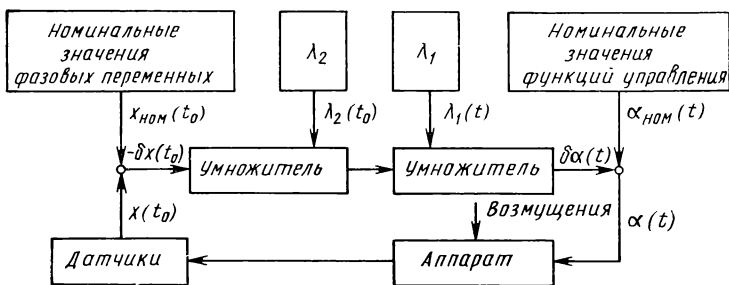
$$\alpha(t) = \alpha_{\text{ном}}(t) + \delta \alpha(t).$$

Элементы матриц λ_1 и λ_2 определяются номинальной траекторией, граничными условиями и условием минимума интеграла:

$$\int_{t_0}^t W (\delta \alpha)^2 dt, \quad \text{где } W \text{ — весовой коэффициент.}$$

Схема λ -матричного управления приведена на рис. 4.1.

Все рассмотренные алгоритмы управления, построенные на отслеживании номинальной траектории, обладают двумя существен-



4.1. Структурная схема λ -матричного управления

ными недостатками: во-первых, они имеют методические ошибки, заключающиеся в невозможности полностью скомпенсировать влияние ряда возмущающих факторов, действующих на СА на траектории спуска, и, во-вторых, при решении задачи попадания в заданную точку нет необходимости компенсировать возмущение в каждой точке траектории. Привязка к одной опорной траектории приводит к перегрузке в работе СУС и нерациональному расходу рабочего тела. Рационально парировать не текущие отклонения параметров движения от номинальных, а конечное отклонение регулируемого параметра (обеспечение минимума рассеивания точки посадки).

Как показали расчеты [1, 35], подобные СУС позволяют осуществить посадку СА с разбросом точек приземления от нескольких десятков до сотен километров ($V_{вх}=11$ км/с, $L_{п}>8000$ км).

От указанных недостатков в значительной степени свободна СУС, построенная на основе метода попадающих траекторий [35]. Принцип действия данной автономной системы дискретного управления заключается в следующем. В момент достижения СА фиксированного значения аргумента системы p на основе получаемой на борту информации определяется значение угла крена γ_0 , обеспечивающее попадание СА в заданную точку посадки, т. е. определяется расчетная траектория первого приближения. В момент достижения аргументом значения $p=p_1$ по результатам сравнения величины функционала, вычисленного по данным бортовых измерений, и некоторым известным значением проводится коррекция первоначального значения угла крена $\gamma_1=\gamma_0+\Delta\gamma_1$. В дальнейшем при $p=p_2, p_3, \dots, p_m$ аналогично проводится коррекция значений $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_m$, т. е. на каждом этапе осуществляется переход на ближайшую попадающую траекторию, при этом выполняется условие минимизации расстояния между конечными точками возмущенной и номинальной траекторий:

$$\Delta L_k = L - L_0 \rightarrow \min.$$

Реализация данного алгоритма управления возможна при использовании достаточно простых специализированных бортовых вычислителей. Если в качестве информации используются время t , перегрузка n_x по скоростной оси СА и кажущаяся скорость v_s , то

данный алгоритм управления обеспечивает точность посадки порядка нескольких сотен километров при возвращении корабля от Луны по «протяженным» траекториям и порядка нескольких десятков километров при спуске с орбиты ИСЗ [35].

Дальнейшим развитием методов управления СА на участке спуска с использованием опорных траекторий является метод, разработанный в работах [36, 37, 38]. В основу алгоритма решения задачи управления положен метод параметризации опорной зависимости угла крена γ с помощью модулирующих функций. Наиболее простой вариант этого метода выражается соотношением

$$\gamma = \gamma_0(t + \epsilon)(1 + \beta).$$

Изменение параметра β вызывает вариацию функции $\gamma(t)$, аналогичную амплитудной модуляции, а изменение ϵ — фазовой. Опорная зависимость $\gamma_0(t)$ задается.

При варьировании каждого из параметров β или ϵ от их номинальных значений, кроме опорной, возникают еще две дополнительные точки, несущие информацию о характере влияния β и ϵ на величину конечного промаха. После того, как такие точки получены, вычисляются поправки $\Delta\beta$ и $\Delta\epsilon$, обеспечивающие нулевой промах по дальности и боку.

Как показало математическое моделирование процесса управления с помощью алгоритма, основанного на этом методе (и на его модификациях), угол крена в процессе управления меняется достаточно плавно, а точность приведения СА при спуске с начальной параболической скоростью по «протяженным» и «коротким» траекториям составляет 1...2 км при наличии вариаций плотности атмосферы [7, 36]. В работе [9] рассмотрен аналогичный метод управления при спуске с гиперболическими скоростями.

Использование БЦВМ раскрывает широкие возможности в построении СУС, обладающих большой гибкостью, и позволяет в процессе спуска получить значительный объем информации о движении СА, на основе которой можно формировать алгоритмы управления.

В настоящее время имеется достаточно большое количество работ по построению СУС при полном прогнозировании параметров движения [1, 7, 35, 36, 37]. Основной принцип работы таких систем заключается в том, что полные (или приближенные [10, 34]) дифференциальные уравнения движения СА в ускоренном масштабе времени (с опережением) интегрируются на борту СА вплоть до точки посадки или же на борту заложены приближенные аналитические решения [39, 51], определяющие все или часть возможных траекторий спуска. Информация, необходимая для прогнозирования дальности спуска, является результатом измерения координат и составляющих скорости СА с помощью навигационного блока. Задаются начальные значения угла крена или угла атаки, и с помощью БЦВМ проводится расчет траектории до точки посадки. Разность между прогнозируемой и заданной точками посадки подается в автопилот, где формируется так называемый попадающий угол крена

или угол атаки. При последующих сеансах измерений эти значения управляющих параметров корректируются.

Основной частью системы является БЦВМ. Она работает совместно с инерциальной гиросплатформой (навигационным блоком) и системой управления спуском. Если на траекторию спуска наложены ограничения на фазовые координаты и в процессе спуска эти координаты достигают своих предельных значений, то процесс прогноза останавливается, и происходит спуск на границе. Пусть δL ошибка по дальности, равная разности между заданной дальностью до точки посадки и ее предсказанным значением, т. е. $\delta L = L_{\text{зад}} - L_{\text{п}}$. Тогда алгоритм управления можно представить в виде

$$(K \cos \gamma)_i = (K \cos \gamma)_{i-1} + \frac{A \delta L}{L_{\text{зад}}},$$

где A — коэффициент усиления системы.

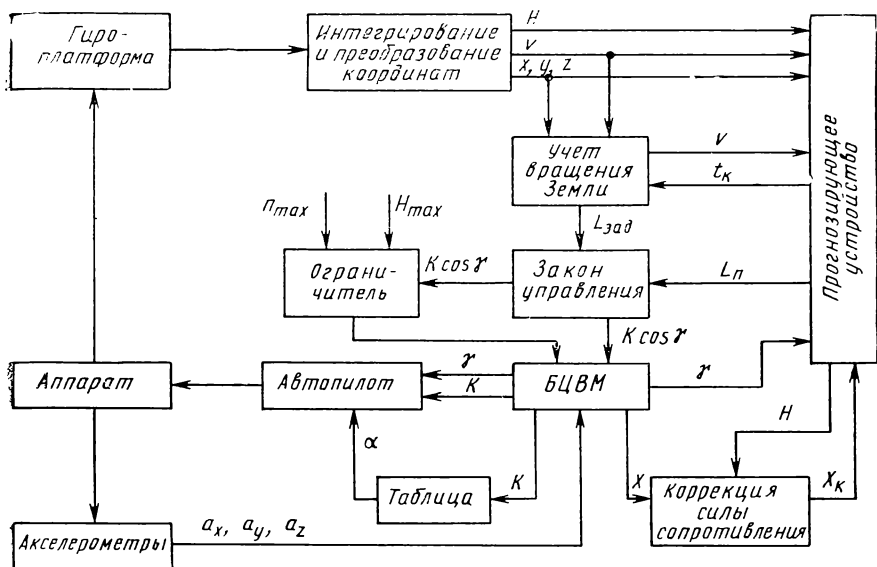
Для точного прогнозирования необходимо знать параметры движения СА. С помощью инерциальной системы навигации можно получить значение координат и скорости аппарата, а через высоту полета — значение плотности атмосферы в каждой точке траектории. Ошибки в определении плотности приводят к большим ошибкам по дальности. Для компенсации ошибки по дальности необходимо измерять в момент прогноза действительное значение лобового сопротивления СА. Для коррекции возможно использование коэффициента, полученного из уравнения

$$c = \frac{X/m}{\frac{1}{2} v^2 \left(\frac{c_x S}{m} \right) \rho_0 e^{-\beta H}},$$

где X/m — действительное отношение силы лобового сопротивления к массе СА.

Зависимость коэффициента лобового сопротивления СА от скорости и угла атаки, а также зависимость плотности атмосферы от высоты заложены на борту СА в виде таблиц. Команды управления дальностью перед подачей на автопилот оптимизируются. Под оптимизацией подразумевается получение максимальных маневренных возможностей аппарата для парирования ветровых возмущений, колебаний плотности атмосферы и ошибок СУС. На рис. 4.2 приведена структурная схема СУС при данном методе наведения СА в точку посадки.

Большим преимуществом методов управления движением СА с прогнозированием точки посадки является возможность определения в процессе спуска максимальной перегрузки, максимальных тепловых потоков, высоты полета и других параметров траектории, что делает их гибкими, работоспособными в любых реальных условиях полета. При данных методах управления космонавт получает достаточное количество информации для успешного осуществления ручного управления. Основным недостатком таких систем является необходимость иметь на борту БЦВМ с достаточно высоким быст-



4.2. Структурная схема системы управления с прогнозированием точки посадки

родействием и большим объемом памяти. Однако в настоящее время имеются определенные успехи в создании малогабаритных БЦВМ, которые могут быть использованы в СУС СА [11]. При применении БЦВМ в контуре СУС СА одним из важных вопросов является выбор системы дифференциальных уравнений прогноза и методов их численного интегрирования, так как именно это определяет требования к быстродействию БЦВМ и объему оперативной памяти.

В работе [34] разработан вариант системы уравнений прогноза, описывающей пространственное движение СА при входе в атмосферу. В работе [38] рассмотрена задача о прогнозировании параметров движения, используемых в алгоритме управления при входе СА в атмосферу с параболической скоростью. Приведены две системы упрощенных уравнений движения СА. Рассмотрены два метода интегрирования: модифицированный метод Эйлера и модифицированный метод Адамса третьего порядка. Указывается на предпочтительность метода Адамса. На участке первого погружения шаг интегрирования можно выбирать в пределах ~ 9 с, а на внеатмосферном участке его можно увеличить до 200 с. Ошибка приведения СА в точку посадки с учетом возмущений плотности атмосферы лежит в пределах 1...2 км.

Требования к БЦВМ можно значительно уменьшить, если вместо интегрирования уравнений движения использовать их приближенное решение. Траекторию спускаемого аппарата можно составить из отдельных «модельных» участков, на каждом из которых имеется решение в замкнутой форме (изоперегрузочные, изовысот-

ные участки, участки равновесного планирования и т. д.). Практический выбор того или иного типа траектории СА зависит от большого количества иногда противоречивых факторов, однако наибольшее значение имеет простота системы управления и возможность осуществления безопасного спуска в аварийной ситуации.

В связи с тем, что точность аналитических решений может оказаться недостаточно высокой, ошибки приведения СА в точку посадки будут несколько больше, чем при прямом интегрировании уравнений движения на борту СА.

При проектировании СУС с прогнозированием точки посадки необходимо стремиться к тому, чтобы ошибка прогнозирования, обусловленная неточным расчетом траектории, не превышала среднеквадратичного отклонения прогнозируемого места посадки вследствие действия на СА в процессе спуска случайных возмущающих факторов. Суммарная ошибка приведения СА складывается из динамической ошибки управления, которая остается нескомпенсированной к концу процесса управления, и из навигационной ошибки, обусловленной неточностью определения фазовых координат СА.

Таким образом, анализ автономных СУС СА показывает, что в лучшем случае суммарная ошибка приведения СА в точку посадки составляет не менее 1...2 км. При прямом спуске СА с гиперболическими скоростями входа суммарная ошибка приведения СА в точку посадки может оказаться значительно больше. Стремление уменьшить конечный промах приводит к необходимости усложнения алгоритма управления, увеличения быстродействия БЦВМ и объема оперативной памяти, усложнения бортового навигационного оборудования СА.

В связи с этим возникает необходимость разработки СУС, обладающих на порядок меньшими динамическими и навигационными ошибками и обеспечивающими приведение СА непосредственно на космодром. К числу таких систем могут быть отнесены комбинированные системы с использованием алгоритмов наведения (или самонаведения) СА в точку посадки на конечном участке спуска.

4.2. АЛГОРИТМЫ НЕАВТОНОМНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СА

Алгоритмы управления движением СА на участке радионаведения можно разбить на две группы:

1. Алгоритмы управления, основанные на использовании радиолокационной станции (РЛС) и наземного вычислительного комплекса.

2. Алгоритмы управления, основанные на использовании всенаправленного радиомаяка (РМ), находящегося в точке посадки.

Первая группа алгоритмов включает в себя наведение СА по лучу РЛС и наведение СА в точку посадки с использованием метода попадающих траекторий.

Вторая группа алгоритмов основана на использовании методов самонаведения СА на радиомаяк и методов программного из-

менения параметров траектории при наличии информации от радиомаяка.

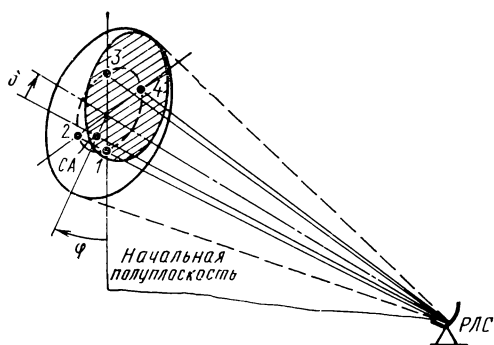
Эти алгоритмы отличаются различным составом бортовой и наземной аппаратуры, способом формирования управляющего параметра, различными возможностями с точки зрения получения определенных параметров траекторий в процессе спуска, однако все они обладают малыми динамическими ошибками и обеспечивают высокую точность приведения СА в точку посадки. Рассмотрим схемы возможных реализаций алгоритмов неавтономного управления СА на конечном участке спуска.

Наведение СА по опорному направлению

При данном алгоритме управления комплект аппаратуры, установленной на СА, обеспечивает наведение СА в точку посадки по равносигнальной линии, образованной коническим сканированием луча РЛС, находящейся в районе точки посадки. Для управления полетом используется только часть вращающегося луча, так называемая радиотропа, внутри которой совершается полет СА. Управление СА сводится к удержанию его на равносигнальной линии.

При одноканальном управлении по углу крена γ СА сбалансирован на некотором угле атаки $\alpha_{\text{бал}}$. Управление по крену производится таким образом, чтобы вектор подъемной силы СА находился в плоскости, проходящей через равносигнальную линию и линию визирования СА, и был направлен в сторону равносигнальной линии. Эта плоскость служит базой отсчета угла крена. Для определения величины потребного угла крена необходимо знать координаты СА в картинной плоскости, перпендикулярной равносигнальной линии. При взаимодействии бортовой аппаратуры СА со сканирующим лучом РЛС фиксируется угловое отклонение СА от равносигнальной линии (угол δ) и угловое отклонение СА от некоторой опорной плоскости (угол φ). Схематически это может быть достигнуто следующим образом.

Радиосигнал, излучаемый РЛС, состоит из последовательно излучаемых радиоимпульсов. Среди основного ряда одиночных импульсов сканирующая антенна станции за один оборот излучает четыре парных импульса, так называемые кодовые пары — по одной через каждую четверть оборота антенны. Кодовые пары могут отличаться друг от друга, например, интервалом времени между импульсами в паре. Моменты излучения кодовых пар должны соответствовать строго определенному положению в пространстве луча станции. На их базе бортовая радиоаппаратура формирует опорные напряжения, необходимые для выработки управляющего сигнала в канале управления. Полуплоскость, в которой лежит ось сканирующего луча в момент излучения 1-й кодовой пары, принята за начальную. От нее отсчитывается фаза φ огибающей модуляции радиосигнала, проходящего через антенну СА. Глубина модуляции сигнала пропорциональна углу δ (рис. 4.3).



4.3. Схема углов рассогласования

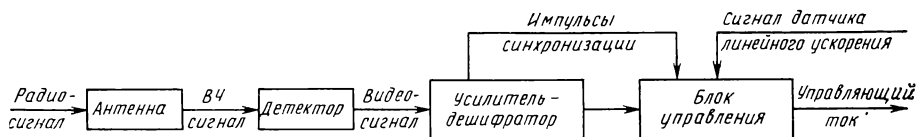
Для увеличения степени демпфирования СА в контурах стабилизации и управления могут быть установлены в качестве звеньев обратной связи демпфирующие гироскопы, которые реагируют на угловую скорость вращения СА относительно центра масс и выдают на органы управления сигнал, направленный на уменьшение вращения СА вокруг центра масс.

В состав бортовой аппаратуры в качестве отрицательной обратной связи может быть включен датчик линейных ускорений, который выдает сигнал, пропорциональный поперечным линейным ускорениям в плоскости канала управления.

Путем дешифровки видеосигнала из кодовых пар образуется импульс синхронизации опорных напряжений. В блоке управления выделяется огибающая видеосигнала — сигнал ошибки. Антенна бортовой радиопаратуры является приемной антенной с круговой поляризацией и предназначена для приема радиосигнала РЛС. При некотором усложнении алгоритма управления возможна стабилизация СА в начальной плоскости. Упрощенная структурная схема канала управления представлена на рис. 4.4.

Для определения управляющего параметра γ на борт СА необходимо по радиолинии передавать некоторые параметры движения СА (дальность до СА и скорость сближения СА с точкой посадки). Кроме того на борту необходимо иметь устройства для определения δ и φ -производных по времени от сигналов рассогласования. Путем программного поворота равносигнальной линии РЛС в начальной плоскости производится формирование траектории спуска на конечном участке.

При данной схеме управления движением СА на конечном участке возможно использование не одной, а нескольких РЛС, последовательно включающихся в работу по мере прохождения СА определенных участков траектории спуска.



4.4. Структурная схема канала управления

Наведение СА в точку посадки с использованием наземной ЭВМ

Положение СА в геоцентрической системе осей координат определяется с помощью наземной РЛС. Путем обработки результатов измерений определяется вектор фазового состояния СА. В наземном вычислительном комплексе производится интегрирование полных уравнений движения СА в ускоренном масштабе времени и определяется необходимая величина управляющего параметра, обеспечивающая приведение СА в заданную точку посадки. В связи с большими возможностями по быстродействию и объему памяти наземной ЭВМ частота коррекций управляющего параметра определяется возможностями исполнительных органов СА. При управлении по одному параметру (углу крена γ) для отработки бокового отклонения необходимы перекладки по углу крена, так как для управления продольной дальностью спуска используется эффективное аэродинамическое качество СА. С этой точки зрения более рациональным является управление СА по двум параметрам (α — γ -управление), причем угол крена может быть использован для стабилизации плоскости наведения, а угол атаки α — для обеспечения полета на заданную дальность.

Для уменьшения требований к быстродействию ЭВМ возможен режим ее работы, основанный на сравнении реальной траектории полета СА с серией опорных траекторий, заложенных в память ЭВМ, и выбор опорной траектории, удовлетворяющей фактическому фазовому состоянию СА.

Сигналы коррекции высоты, дальности, азимута передаются на борт аппарата по радиолинии с предварительным разделением их по каналам автопилота. В запоминающем устройстве наземной ЭВМ содержится несколько опорных траекторий, которые позволяют осуществлять более гибкое управление СА и производить посадку в любую из наперед заданных точек при значительных ошибках в начальных условиях при входе в атмосферу или, например, в случае аварийной посадки.

Число наземных РЛС определяется из условия обеспечения непрерывного сопровождения СА от момента входа в атмосферу до момента посадки. Вследствие кривизны поверхности Земли, сопровождение СА при некоторой заданной максимальной дальности действия РЛС и некотором минимальном угле возвышения РЛС может быть осуществлено в том случае, когда высота полета СА больше некоторого минимального значения. Для средних дальностей спуска при непрерывном сопровождении СА достаточно двух РЛС, одна из которых должна быть установлена в районе расчетной точки посадки. Одним из важнейших вопросов, который должен учитываться при проектировании данной системы управления, является вопрос о прохождении радиосигналов через ионизированный слой газа, окружающий СА при спуске с большими скоростями в атмосфере. Оболочка из плазмы и связанные с ней явления электромагнитного поглощения, отражения, рефракции, шумы в значительной степени затрудняют связь с СА в процессе спуска.

Данный метод управления СА на конечном участке требует минимума бортовой аппаратуры СА. Метод обеспечивает гибкое управление движением СА при аварийной ситуации. Алгоритмы управления движением СА с использованием ЭВМ при управлении по углу γ рассмотрены в работе [23].

Самонаведение СА на радиомаяк

На конечном участке спуска возможно использование различных методов самонаведения СА на маяк. В связи с тем, что скорость полета СА значительно превышает окружную скорость маяка в геоцентрической системе осей координат с кинематической точки зрения все известные методы самонаведения в данном случае приблизительно равноценны. Сравнительный анализ различных методов самонаведения в существующих системах производится на основании анализа закона поворота руля, соответствующего каждому из методов самонаведения. При самонаведении СА на радиомаяк закон поворота руля вблизи точки посадки не играет существенной роли, так как допустимая точность приведения составляет несколько сотен метров. Поэтому выбор того или иного метода самонаведения диктуется в первую очередь составом бортового оборудования, плавностью изменения кинематических параметров траектории, возможностью ограничения этих параметров, возможностью выполнения задачи в аварийных ситуациях. С этой точки зрения заслуживает внимания метод пропорционального сближения, при котором угловая скорость поворота вектора скорости СА пропорциональна угловой скорости линии визирования точки посадки. Соответствующим выбором коэффициента пропорциональности (или его программированием на траектории) возможно воздействие на параметры движения СА в процессе спуска.

При использовании в качестве управляющего параметра угла крена γ самонаведение СА на маяк может быть организовано в плоскости наведения, проходящей через вектор текущей скорости СА и линию визирования, причем в качестве управляющей силы используется проекция вектора подъемной силы на эту плоскость. При соответствующем усложнении закона самонаведения возможна стабилизация плоскости наведения вблизи ее первоначального положения в момент начала самонаведения. Косинус угла крена СА в первом приближении пропорционален сигналу рассогласования между требуемой и фактической угловой скоростью поворота вектора скорости СА. Для самонаведения СА в точку посадки на борту необходимо иметь пассивную радиолокационную головку самонаведения и аппаратуру канала управления, а на Землю — радиомаяк с всенаправленным излучением.

Наведение СА в точку посадки с программированием угла упреждения

При самонаведении СА на маяк по методу пропорционального сближения программирование коэффициента пропорциональности

в законе самонаведения позволяет воздействовать на параметры траектории. Однако это воздействие проявляется через изменение угловой скорости касательной к траектории СА, что влечет за собой изменение угловой скорости линии визирования и тем самым необходимость функциональной связи коэффициента пропорциональности с угловой скоростью линии визирования. С этой точки зрения более рациональным является программирование угла упреждения — угла между вектором скорости СА и линией визирования точки посадки. Программирование угла упреждения позволяет непосредственно влиять на такие параметры траектории как высота полета, перегрузка, тепловой поток и т. д. Наведение с переменным углом упреждения должно быть организовано таким образом, чтобы угол упреждения был обратно пропорционален текущей дальности до точки посадки и вблизи точки посадки имел значения, близкие к нулю. При однопараметрическом управлении по углу крена в качестве управляющей силы используется проекция подъемной силы СА на плоскость, проходящую через вектор скорости СА и линию визирования точки посадки.

Для наведения СА с переменным углом упреждения на борту СА необходимо знать ориентацию вектора скорости относительно связанной системы осей координат, иметь пассивную радиолокационную головку самонаведения и простейший скоростной вычислитель. Дальность до точки посадки может быть определена по интенсивности принимаемого сигнала. На Земле необходимо иметь радиомаяк с всенаправленным излучением.

Рассмотрим более подробно алгоритмы наведения СА по опорному направлению и самонаведение СА на радиомаяк.

4.3. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА ПРИ НАВЕДЕНИИ СА В ТОЧКУ ПОСАДКИ ПО ОПОРНОМУ НАПРАВЛЕНИЮ

Рассмотрим алгоритмы управления движением СА на конечном участке с использованием наведения СА по опорному направлению. За опорное направление примем равносигнальную линию, образованную сканированием луча РЛС, находящейся в районе точки посадки. Программирование движения равносигнальной линии обеспечивает приведение СА в точку посадки с приемлемыми параметрами движения в процессе спуска.

Управление по двум каналам ($\alpha-\gamma$)

При отклонении СА от равносигнальной линии бортовая система управления, принимая модулированный радиосигнал, изменяет угол атаки таким образом, чтобы происходило возвращение СА на равносигнальную линию. Величина изменения угла атаки α тем больше, чем больше глубина модуляции сигнала, т. е. чем больше отклонение СА от равносигнальной линии. В аппаратуре управления необходимо предусмотреть плавное изменение угла отклонения

руля (или центровки СА), приходящегося на единицу глубины модуляции принимаемого сигнала, чтобы сохранить постоянной величину отклонения руля, приходящегося на единицу линейного отклонения СА от равносигнальной линии на всем протяжении управляемого полета (регулировка усиления по дальности).

Управление по каналу крена γ производится в зависимости от углового отклонения СА от опорной плоскости (плоскости наведения). Иными словами, в процессе наведения 1-я кодовая пара должна совпадать с максимумом огибающей модуляции принимаемого радиосигнала ($\varphi=0^\circ$).

Управление по одному каналу (γ)

СА сбалансирован на некотором угле атаки $\alpha_{\text{бал}}$. При развороте СА относительно вектора скорости меняется ориентация вектора подъемной силы СА. Управление по крену производится таким образом, чтобы вектор подъемной силы находился в плоскости, проходящей через равносигнальную линию и линию визирования СА и был направлен в сторону равносигнальной линии. В этом случае с помощью угла крена производится сведение к нулю угла φ . Плоскость наведения не стабилизируется, хотя при соответствующем усложнении алгоритма управления имеется возможность одновременно со сведением к нулю угла между линией визирования СА и равносигнальной линией производить стабилизацию угла φ .

Рассмотрим сначала наиболее простой алгоритм управления углом крена без стабилизации угла φ . Начальная проработка данного алгоритма проведена в работе [29] А. П. Мелешиним.

В этом случае вектор подъемной силы должен лежать в плоскости, определяемой векторами \mathbf{D} и \mathbf{D}_H^* (рис. 4.5). Потребное направление подъемной силы можно характеризовать некоторым вектором \mathbf{A} , определяемым следующим образом:

$$\mathbf{A} = \mathbf{v} (\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H}), \quad (4.3.1)$$

или

$$\mathbf{A} = \mathbf{e}_D (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) - \mathbf{e}_{D_H} (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D). \quad (4.3.2)$$

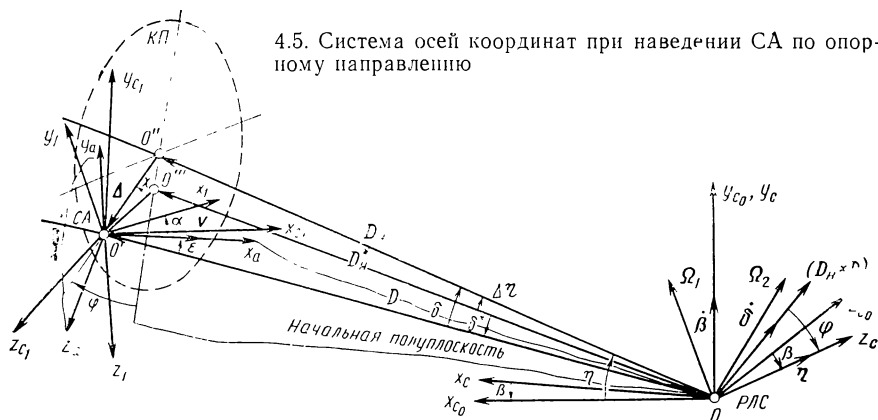
Угол крена будем определять в бортовой системе осей координат $O'x_a y_a z_a$, реализуемой основными векторами \mathbf{l} , \mathbf{m} , \mathbf{n} . Вектор \mathbf{l} коллинеарен с вектором текущей скорости СА. Вектор \mathbf{m} коллинеарен с векторным произведением $\mathbf{D} \times \mathbf{v}$. Вектор \mathbf{n} образует правую тройку. Тогда угол крена γ есть угол между векторами \mathbf{A} и \mathbf{m} :

$$\cos \gamma = \frac{(\mathbf{A}, \mathbf{m})}{A}. \quad (4.3.3)$$

Направление угла крена характеризуется знаком скалярного произведения векторов \mathbf{n} и \mathbf{A} , т. е. $\text{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A}) = \text{sign} Y_{z_a}$, где Y_{z_a} —

* D_H — расстояние от РЛС до точки пересечения картинной плоскости, в которой находится СА, с равносигнальной линией.

4.5. Система осей координат при наведении СА по опорному направлению



проекция вектора подъемной силы СА на ось $O'z_a$. Определим скалярное произведение (\mathbf{A}, \mathbf{m}) . Имеем

$$(\mathbf{A}, \mathbf{m}) = [\mathbf{e}_D (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) - \mathbf{e}_{D_H} (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D), \mathbf{m}],$$

или
$$(\mathbf{A}, \mathbf{m}) = (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) (\mathbf{e}_D, \mathbf{m}) - (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D) (\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{m}). \quad (4.3.4)$$

Обозначим: $a = |\mathbf{e}_D \times \mathbf{v}|$. Тогда $a\mathbf{m} = \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}$. Используя (4.3.4), получим, имея в виду, что $(\mathbf{e}_D, \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}) = 0$:

$$(\mathbf{A}, \mathbf{m}) = \frac{(\mathbf{v}, \mathbf{e}_D) v \cos [\mathbf{v}, (\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H})] \sin \delta}{|\mathbf{e}_D \times \mathbf{v}|},$$

или

$$(\mathbf{A}, \mathbf{m}) = v \cos [\mathbf{v}, (\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H})] \sin \delta \operatorname{ctg} \epsilon. \quad (4.3.5)$$

Определим знаменатель выражения (4.3.3). Имеем

$$A = \sqrt{(\mathbf{A}, \mathbf{A})} = [(\mathbf{e}_D, (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) - \mathbf{e}_{D_H} (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D)), (\mathbf{e}_D (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) - \mathbf{e}_{D_H} (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D))]^{1/2},$$

или
$$A = [(\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H})^2 + (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D)^2 - 2(\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H})(\mathbf{v}, \mathbf{e}_D) \cos \delta]^{1/2} =$$

$$= (\dot{D}_H^2 + \dot{D}^2 - 2\dot{D}\dot{D}_H \cos \delta)^{1/2}. \quad (4.3.6)$$

Используя (4.3.5) и (4.3.6), получим

$$\cos \gamma = \frac{v \cos [\mathbf{v}, (\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H})] \sin \delta \operatorname{ctg} \epsilon}{(\dot{D}_H^2 + \dot{D}^2 - 2\dot{D}\dot{D}_H \cos \delta)^{1/2}}. \quad (4.3.7)$$

Определим $\operatorname{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A})$. Имеем

$$\operatorname{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A}) = \operatorname{sign}(\mathbf{v} \times (\mathbf{e}_D \times \mathbf{v}), \mathbf{A}).$$

Используя (4.3.1), преобразуем это выражение к виду

$$\text{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A}) = \text{sign}[\mathbf{e}_D \mathbf{v}^2 - \mathbf{v}(\mathbf{v}, \mathbf{e}_D), (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) \mathbf{e}_D - (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D) \mathbf{e}_{D_H}],$$

или после несложных преобразований

$$\text{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A}) = -\text{sign}(\dot{L} \cos \delta - \dot{D}_H). \quad (4.3.8)$$

Обозначим угол между векторами \mathbf{v} и $(\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H})$ через ε_1 . Тогда, окончательно, выражения для определения потребного угла крена в бортовой системе осей координат $O'x_a y_a z_a$ запишутся следующим образом:

$$\cos \gamma = \frac{v \cos \varepsilon_1 \sin \delta \operatorname{ctg} \varepsilon}{(\dot{D}_H^2 + \dot{D}^2 - 2\dot{D}_H \dot{D} \cos \delta)^{1/2}}; \quad (4.3.9)$$

$$\text{sign } Y_{za} = -\text{sign}(\dot{L} \cos \delta - \dot{D}_H). \quad (4.3.10)$$

Данные выражения неявно зависят от фазового угла φ . При рассмотренном алгоритме управления плоскость наведения не стабилизируется. Это может потребовать дополнительных расходов рабочего тела для изменения угла крена, так как плоскость отсчета угла γ будет вращаться вокруг вектора \mathbf{D}_H . С этой точки зрения желательно, чтобы плоскость $[\mathbf{D}, \mathbf{D}_H]$ в процессе наведения СА по лучу РЛС совпадала с начальной плоскостью. В связи с этим необходимо ввести коррекцию угла крена γ с тем, чтобы в процессе наведения, наряду со сведением к нулю угла δ , происходило сведение к нулю и угла φ . Потребуем, чтобы вектор \mathbf{A}^* лежал в плоскости, проходящей через вектор \mathbf{D} и некоторый вектор \mathbf{D}_H^* , лежащий в начальной плоскости и составляющий угол $\Delta\eta$ с вектором \mathbf{D}_H . Угол $\Delta\eta$ определим следующим образом:

$$\Delta\eta = a\varphi(\pi - \varphi), \quad (4.3.11)$$

где a — некоторый коэффициент.

При движении СА в начальной плоскости ($\varphi = 0^\circ$ или $\varphi = 180^\circ$) угол $\Delta\eta = 0$. Модуль вектора \mathbf{D}_H^* равен

$$D_H^* = \frac{D_H}{\cos \Delta\eta}. \quad (4.3.12)$$

Угол χ между плоскостями $[\mathbf{D}, \mathbf{D}_H]$ и $[\mathbf{D}, \mathbf{D}_H^*]$ определится следующим образом (см. рис. 4.5):

$$\chi = \operatorname{arctg} \left(\frac{D}{D_H \sin \delta \sin \varphi \operatorname{tg} \Delta\eta} - \operatorname{ctg} \varphi \right).$$

Зная угол χ , нетрудно определить составляющую вектора подъемной силы СА, лежащую в картинной плоскости и перпендикулярную вектору Δ .

В предположении малости угла упреждения ε получим

$$Y_\varphi = Y \cos \delta \sin \chi. \quad (4.3.13)$$

Составляющая Y_φ вектора подъемной силы СА используется для сведения к нулю угла φ в процессе наведения.

В соответствии с этим усложняется алгоритм определения угла крена γ . Вектор \mathbf{A}^* запишем в виде

$$\mathbf{A}^* = \mathbf{e}_D(\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}^*) - \mathbf{e}_{D_H}^*(\mathbf{v}, \mathbf{e}_D). \quad (4.3.14)$$

Величину угла крена будем определять по формуле, аналогичной (4.3.3):

$$\cos \gamma^* = \frac{(\mathbf{A}^*, \mathbf{m})}{A^*}, \quad (4.3.15)$$

где γ^* — скорректированное значение γ .

Направление угла γ^* характеризуется знаком $(\mathbf{n}, \mathbf{A}^*)$.

Определим скалярное произведение векторов \mathbf{A}^* и \mathbf{m} . Имеем

$$(\mathbf{A}^*, \mathbf{m}) = (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}^*)(\mathbf{e}_D, \mathbf{m}) - (\mathbf{v}, \mathbf{e}_D)(\mathbf{e}_{D_H}^*, \mathbf{m}),$$

$$\text{или} \quad (\mathbf{A}^*, \mathbf{m}) = v \cos \varepsilon_1^* \operatorname{ctg} \varepsilon \sin \delta^*, \quad (4.3.16)$$

где ε_1^* — угол между векторами \mathbf{v} и $(\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H}^*)$, а δ^* — между векторами \mathbf{D} и \mathbf{D}_H^* , причем

$$\sin \delta^* = \frac{\sin \delta \sin \varphi}{\sin(\varphi + \chi)}; \quad (4.3.17)$$

$$\cos \varepsilon_1^* = \cos \varepsilon_1 \cos \chi. \quad (4.3.18)$$

Определим модуль вектора \mathbf{A}^* . Используя (4.3.6), получим

$$A^* = (\dot{D}_H^{*2} + \dot{D}^2 - 2\dot{D}\dot{D}_H^* \cos \delta^*)^{1/2}. \quad (4.3.19)$$

или

$$\operatorname{sign}(\mathbf{n}, \mathbf{A}^*) = -\operatorname{sign}(\dot{D} \cos \delta^* - \dot{D}_H^*). \quad (4.3.20)$$

На основании (4.3.11), (4.3.12), (4.3.15), (4.3.17...4.3.19) получим алгоритм определения скорректированного угла крена γ^* . Предварительно продифференцируем по времени (4.3.12). Получим

$$\dot{D}_H^* = \frac{\dot{D}_H + D_H \operatorname{tg} \Delta \gamma a \dot{\varphi} (\pi - 2\varphi)}{\cos \Delta \gamma}. \quad (4.3.21)$$

Подставив (4.3.21) в (4.3.19), будем иметь

$$\cos \gamma^* = \frac{C}{(\tilde{D} - E)^{1/2}}, \quad (4.3.22)$$

$$\text{где } C = \frac{v \cos \varepsilon_1 \cos \chi \operatorname{ctg} \varepsilon \sin \delta \sin \varphi}{\sin(\varphi + \chi)}; \quad \tilde{D} = \left(\frac{\dot{D}_H + D_H \operatorname{tg} \Delta \gamma a \dot{\varphi} (\pi - 2\varphi)}{\cos \Delta \gamma} \right)^2 + \dot{D}^2; \\ E = \frac{2\dot{D}(\dot{D}_H + D_H \operatorname{tg} \Delta \gamma a \dot{\varphi} (\pi - 2\varphi)) \sin \delta \sin \varphi}{\cos \Delta \gamma \sin(\varphi + \chi)},$$

причем

$$\operatorname{sign} Y_{z_a} = \operatorname{sign} \times$$

$$\times \frac{\dot{D} \cos \Delta \gamma \sqrt{\sin^2(\varphi + \chi) - \sin^2 \delta \sin^2 \varphi} - (\dot{D}_H + D_H \operatorname{tg} \Delta \gamma a \dot{\varphi} (\pi - 2\varphi)(\sin(\varphi + \chi))}{\dot{D} \sin(\varphi + \chi) \cos \Delta \gamma} \quad (4.3.23)$$

Процесс сведения к нулю угла φ регулируется соответствующим выбором коэффициента a в (4.3.11).

Как уже указывалось ранее, при отсутствии стабилизации угла φ плоскость отсчета угла γ будет вращаться вокруг вектора \mathbf{D}_H . Стабилизация угла φ приводит к усложнению алгоритма управления. В связи с этим использование α — γ -управления приведет, с одной стороны, к уменьшению расхода рабочего тела на управление, а с другой — улучшит динамику процесса отработки сигналов рассогласования δ и φ . При этом возможны два способа использования каналов управления:

1. Сведение к нулю угла δ с помощью угла крена γ (с коррекцией и без коррекции), причем скорость отработки угла регулируется путем изменения угла атаки α .

2. Сведение к нулю угла δ с помощью угла атаки α . Стабилизация плоскости наведения производится по каналу крена.

Первый способ эквивалентен рассмотренному выше способу одноканального управления с коррекцией угла γ при программировании коэффициента a по траектории спуска.

Рассмотрим алгоритм определения потребного значения аэродинамического качества СА при использовании второго способа. Предположим, что вектор скорости СА лежит в плоскости наведения $[\mathbf{D}, \mathbf{D}_H]$, а потребное значение аэродинамического качества кусочно-постоянно между циклами измерений параметров движения. Алгоритм должен обеспечивать нулевое линейное отклонение СА от равносигнальной линии Δ при попадании СА в точку посадки. Имеем

$$\Delta = D \sin \delta.$$

Учитывая, что проекцию полного ускорения СА на направление вектора Δ в интервале между циклами измерений можно принять постоянной, получим

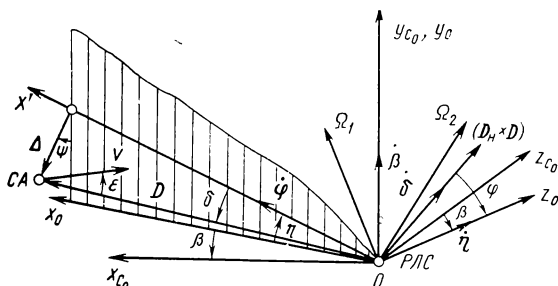
$$D \sin \delta = v \frac{D}{\dot{D}} \sin \varepsilon + \left(\frac{K_{\text{тр}} c_{x\rho} v^2 S}{4m} \cos \varepsilon - \frac{c_{x\rho} v^2 S}{4m} \sin \varepsilon - g \cos \varphi \right) \frac{D^2}{\dot{D}^2}$$

$$\text{или} \quad K_{\text{тр}} = \operatorname{tg} \varepsilon + \frac{4m}{c_{x\rho} S D} \left(\frac{g \cos \varphi D}{v^2 \cos \varepsilon} - \sin \varepsilon + \cos \varepsilon \sin \delta \right). \quad (4.3.24)$$

Если движение СА происходит с нулевым углом упреждения, а плоскость наведения совпадает с начальной плоскостью, выражение (4.3.24) имеет вид

$$K_{\text{тр}} = \frac{4m}{c_{x\rho} S D} \left(\frac{g D}{v^2} + \sin \delta \right). \quad (4.3.25)$$

Рассмотрим возможность аппаратной реализации полученных алгоритмов управления. Анализ выражений (4.3.9) и (4.3.10) по-



4.6. Схема отсчета углов при наведении СА в точку посадки по опорному направлению

казывает, что угол крена γ является функцией следующих параметров движения СА в системе координат РЛС $ox_c y_c z_c$:

$$\dot{D}, \dot{D}_H, \epsilon, \epsilon_1, \delta.$$

Текущая скорость СА связана со скоростью сближения соотношением

$$v = \frac{\dot{D}}{\cos \epsilon}. \quad (4.3.26)$$

Определение \dot{D}_H и угла ϵ_1 между вектором скорости СА и перпендикуляром к плоскости наведения на борту СА затруднительно (при отсутствии на борту гиросtabilизированной платформы). В связи с этим необходимо выразить алгоритмы управления в функции параметров движения, которые могут быть определены достаточно простыми бортовыми средствами. Такими параметрами являются $D, \dot{D}, \delta, \dot{\delta}, \phi, \dot{\phi}$ и направляющие косинусы вектора \mathbf{D} в связанной системе координат $o'x_1y_1z_1$. Величины D, \dot{D} могут быть переданы на борт СА по радиолинии. Углы δ, ϕ и их производные по времени определяются на борту СА. Предположим, что вектор \mathbf{D}_H , коллинеарный с равносигнальной линией, может вращаться в горизонтальной плоскости $ox_c y_c z_c$ с угловой скоростью $\dot{\beta}$ и в начальной плоскости с угловой скоростью $\dot{\eta}$. В этом случае алгоритм определения требуемого угла крена можно выразить следующим образом.

Вращение вектора \mathbf{D} в системе координат $ox_c y_c z_c$ представим в виде суммы двух вращений: вращение вектора \mathbf{D} относительно вектора \mathbf{D}_H с угловой скоростью Ω_1 и вращение вектора \mathbf{D}_H относительно системы координат $ox_c y_c z_c$ с угловой скоростью Ω_2 (рис. 4.6). Имеем

$$\Omega_1 = \dot{\delta} + \dot{\phi}; \quad (4.3.27)$$

$$\Omega_2 = \dot{\beta} + \dot{\eta}. \quad (4.3.28)$$

Выражение для вектора скорости СА запишем в виде

$$\mathbf{v} = \dot{\mathbf{D}} = \dot{D} \mathbf{e}_D + D \dot{\mathbf{e}}_D. \quad (4.3.29)$$

Используя (4.3.27) и (4.3.28), получим

$$\dot{\mathbf{e}}_D = \mathbf{\Omega} \times \mathbf{e}_D, \text{ где } \mathbf{\Omega} = \mathbf{\Omega}_1 + \mathbf{\Omega}_2. \quad (4.3.30)$$

Определим проекцию вектора скорости СА на равносигнальную линию:

$$\dot{D}_H = (\mathbf{v}, \mathbf{e}_{D_H}) = \dot{D}(\mathbf{e}_D, \mathbf{e}_{D_H}) + D(\mathbf{\Omega} \times \mathbf{e}_D, \mathbf{e}_{D_H}),$$

или
$$\dot{D}_H = \dot{D} \cos \delta + D \mathbf{\Omega} \cdot (\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H}).$$

После преобразований получим

$$\dot{D}_H = \dot{D} \cos \delta - D \sin \delta (\dot{\delta} + \dot{\eta} \cos \varphi + \dot{\beta} \sin \varphi). \quad (4.3.31)$$

Определим угол ε_1 между векторами \mathbf{v} и $(\mathbf{e}_D \times \mathbf{e}_{D_H})$.

Имеем
$$\mathbf{e}_D \times \mathbf{v} = \mathbf{e}_D \times (\dot{D} \mathbf{e}_D + D \dot{\mathbf{e}}_D).$$

Используя (4.3.30), получим

$$\mathbf{e}_D \times \mathbf{v} = D \mathbf{e}_D \times (\mathbf{\Omega} \times \mathbf{e}_D) = D [\mathbf{\Omega} - \mathbf{e}_D (\mathbf{e}_D, \mathbf{\Omega})],$$

или
$$\mathbf{e}_D \times \mathbf{v} = D \{ \mathbf{\Omega} - \mathbf{e}_D [(\mathbf{e}_D, \dot{\delta}) + (\mathbf{e}_D, \dot{\varphi}) + (\mathbf{e}_D, \dot{\beta}) + (\mathbf{e}_D, \dot{\eta})] \}.$$

Последнее выражение можно преобразовать к виду

$$\mathbf{e}_D \times \mathbf{v} = D \{ \mathbf{\Omega} - \mathbf{e}_D [\dot{\varphi} \cos \delta + \dot{\eta} \sin \varphi \sin \delta + \dot{\beta} (\cos \delta \sin \eta - \cos \varphi \cos \eta \sin \delta)] \}. \quad (4.3.32)$$

Определим скалярное произведение векторов \mathbf{e}_{D_H} и $\mathbf{e}_D \times \mathbf{v}$. Имеем

$$(\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}) = D \{ (\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{\Omega}) - (\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{e}_D) [\dot{\varphi} \cos \delta + \dot{\eta} \sin \varphi \sin \delta + \dot{\beta} (\cos \delta \sin \eta - \cos \varphi \cos \eta \sin \delta)] \}.$$

Используя (4.3.27), (4.3.28) и (4.3.30), получим

$$(\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}) = D \{ [(\mathbf{e}_{D_H}, \dot{\delta}) + (\mathbf{e}_{D_H}, \dot{\varphi}) + (\mathbf{e}_{D_H}, \dot{\beta}) + (\mathbf{e}_{D_H}, \dot{\eta}) - \cos \delta [\dot{\varphi} \cos \delta + \dot{\eta} \sin \varphi \sin \delta + \dot{\beta} (\cos \delta \sin \eta - \cos \varphi \cos \eta \sin \delta)] \},$$

или
$$(\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}) = D \{ \dot{\varphi} + \dot{\beta} \sin \eta - \cos \delta [\dot{\varphi} \cos \delta + \dot{\eta} \sin \varphi \sin \delta + \dot{\beta} (\cos \delta \sin \eta - \cos \varphi \cos \eta \sin \delta)] \} = D [\sin^2 \delta (\dot{\varphi} - \dot{\beta} \sin \eta) + \frac{1}{2} \sin 2\delta (\dot{\beta} \cos \varphi \cos \eta - \dot{\eta} \sin \varphi)]. \quad (4.3.33)$$

С другой стороны

$$(\mathbf{e}_{D_H}, \mathbf{e}_D \times \mathbf{v}) = [\mathbf{v}, (\mathbf{e}_{D_H} \times \mathbf{e}_D)] = -v \cos \varepsilon_1 \sin \delta. \quad (4.3.34)$$

Используя (4.3.33), получим

$$\cos \varepsilon_1 = - \frac{D \left[\sin^2 \delta (\dot{\varphi} - \dot{\beta} \sin \eta) + \frac{1}{2} \sin 2\delta (\dot{\beta} \cos \varphi \cos \eta - \dot{\eta} \sin \varphi) \right]}{v \sin \delta}. \quad (4.3.35)$$

Определим угол упреждения ε . Пусть углы между вектором $-\mathbf{D}$ и положительными направлениями осей связанной системы координат $o'x_1y_1z_1$ есть $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$. Для СА, симметричных относительно плоскости $x_1o'y_1$, вектор скорости лежит в этой плоскости, т. е. будем считать, что угол скольжения отсутствует. Тогда, обозначив через α балансировочный угол атаки СА, получим

$$\cos \varepsilon = \cos \alpha \cos \alpha_1 + \sin \alpha \cos \alpha_2, \quad -\frac{\pi}{2} \leq \varepsilon \leq \frac{\pi}{2}, \quad (4.3.36)$$

где $\cos \alpha_1, \cos \alpha_2$ — направляющие косинусы вектора $-\mathbf{D}$ в связанной системе осей координат $o'x_1y_1z_1$. Предполагается, что угол скольжения отсутствует (т. е. $\cos \alpha_3 = 0$).

Подставив (4.3.35) в (4.3.9), получим

$$\cos \gamma = \frac{D \left[\sin^2 \delta (\dot{\beta} \sin \eta - \dot{\varphi}) + \frac{1}{2} \sin 2\delta (\dot{\eta} \sin \varphi - \dot{\beta} \cos \varphi \cos \eta) \right] \cos \varepsilon}{\sqrt{(1 - \cos^2 \varepsilon) (\dot{D}_H^2 + \dot{D}^2 - 2\dot{D}_H \dot{D} \cos \delta)}}, \quad (4.3.37)$$

где $\cos \varepsilon$ и \dot{D}_H определяются по формулам (4.3.36) и (4.3.31).

Уравнение (4.3.10) после подстановки (4.3.31) приводится к виду

$$\text{sign } Y_{z_a} = -\text{sign} (\dot{\delta} + \dot{\eta} \cos \varphi + \dot{\beta} \sin \varphi). \quad (4.3.38)$$

Таким образом, для реализации одноканального (по углу γ) управления движением СА при наведении по лучу РЛС на борту СА необходимо иметь радиоаппаратуру с антенным устройством для определения сигналов рассогласования δ и φ , устройства для их дифференцирования и счетно-решающее устройство (типа скоростного вычислителя) для определения управляющего параметра γ . Одновременно на борту СА необходимо иметь устройство для определения угла упреждения ε . Однако угол упреждения ε , вернее $v \sin \varepsilon$, можно выразить через параметры δ, φ и их производные по времени при $\beta = \dot{\beta} = 0$. По радиoliniии на борт СА должна передаваться следующая информация: $D, \dot{D}, \eta, \dot{\eta}, \beta, \dot{\beta}$. При управлении по двум каналам (α — γ -управление) указанной информации достаточно, если иметь в виду, что текущую высоту полета СА можно найти из соотношения

$$H = D (\cos \delta \sin \eta - \cos \varphi \cos \eta \sin \delta). \quad (4.3.39)$$

4.4. САМОНАВЕДЕНИЕ СА НА МАЯК НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

Под методом самонаведения СА на маяк будем понимать заданную закономерность изменения управляющих сил, направленную на уменьшение промаха СА относительно точки посадки. В качестве ошибки наведения примем угловую скорость линии визирования маяка.

Самонаведение СА на маяк имеет ряд специфических особенностей по сравнению с самонаведением на цель других типов летательных аппаратов, системы управления которых основаны на использовании метода пропорционального сближения, а именно:

более резкое протекание динамических процессов в связи с большой скоростью сближения в момент начала самонаведения;

необходимость увязки параметров траектории в момент начала самонаведения с параметрами траектории в конце автономного участка спуска;

ограниченное количество управляющих параметров (одно или двухканальное управление);

ограниченные возможности использования аэродинамических органов управления из-за значительных тепловых потоков;

необходимость жесткого ограничения перегрузки при спуске пилотируемого СА;

сравнительно малое располагаемое аэродинамическое качество СА ($K_{\max} = 1 \dots 1,5$);

необходимость получения приемлемых параметров траектории СА вблизи точки посадки.

Указанные особенности накладывают ряд ограничений на параметры системы самонаведения СА. В качестве критерия оптимальности следует принять критерий максимума вероятности попадания СА в заданную область в районе точки посадки. Задачу синтеза системы самонаведения СА на маяк целесообразно решать в два этапа. На первом этапе рассматривается упрощенная математическая модель системы и ищется аналитическая связь между параметрами системы и характеристиками ее движения. На втором этапе при выбранных структуре метода самонаведения и параметрах СА исследуется динамическая точность системы и производится оптимизация ее параметров.

Сформулируем задачу следующим образом: определить структуру и параметры системы самонаведения СА, а также параметры самого СА, обеспечивающие приведение аппарата в точку посадки с заданной точностью при наличии различного рода ограничений на параметры движения СА в процессе спуска.

Кинематическая схема отсчета углов приведена на рис. 4.7.

Будем рассматривать движение СА в геоцентрической инерциальной системе координат $ox_3y_3z_3$. Ось oy_3 направим по радиусу-вектору \mathbf{r}_0 центра масс СА в момент захвата маяка. Ось ox_3 перпендикулярна оси oy_3 и лежит в плоскости $[\mathbf{D}_0, \mathbf{r}_0]$. Ось oz_3 дополняет систему до правой. Для наглядности движение СА будем рассматривать в вертикальной плоскости, совпадающей с плоскостью экватора, имея в виду, что полученные соотношения могут быть ис-

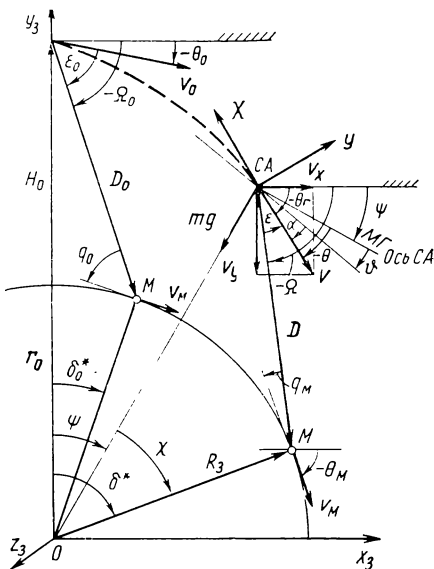
пользованы и для самого общего случая движения СА, так как за время движения СА на конечном участке плоскость наведения из-за суточного вращения Земли повернется относительно первоначального положения всего на несколько градусов, причем траектория СА может пересекать траекторию маяка в системе координат $Ox_3y_3z_3$ не более чем в одной точке.

Мгновенной плоскостью наведения будем называть плоскость, образованную вектором скорости СА \mathbf{v} и вектором текущей дальности до маяка \mathbf{D} .

Для решения основной задачи самонаведения необходимо управлять движением СА так, чтобы происходило непрерывное сближение СА с точкой посадки. Эта задача может быть решена с использованием различных методов самонаведения. От выбора метода самонаведения зависит характер траектории сближения СА с точкой посадки, необходимые для наведения перегрузки, функциональная схема системы самонаведения и необходимый для ее реализации состав бортовой аппаратуры. В связи с необходимостью минимизации перегрузок в процессе спуска при ограниченной информации о движении СА и широкого варьирования профилями траекторий при изменении параметров закона управления наиболее приемлемым можно считать метод пропорционального сближения.

При управлении по углу крена γ управляющей силой является проекция вектора подъемной силы СА на мгновенную плоскость наведения. При этом составляющая подъемной силы, перпендикулярная плоскости наведения, будет вызывать вращение этой плоскости в пространстве. Этого нежелательного явления можно избежать выбором знака угла γ , что приведет к некоторому усложнению алгоритма управления. При управлении СА по углу атаки α и углу крена γ угол крена нужно выбирать таким образом, чтобы вектор подъемной силы СА в процессе самонаведения находился в мгновенной плоскости наведения, а изменение угла атаки использовать для реализации закона самонаведения.

Рассмотрим связь кинематических параметров движения СА с перегрузками СА на конечном участке спуска. Для случая движения СА в вертикальной плоскости имеем (см. рис. 4.7)



4.7. Схема отсчета углов при самонаведении СА на радиомаяк

$$\dot{D} = -v \cos \varepsilon + v_M \cos q_M; \quad (4.4.1)$$

$$D\dot{\Omega} = -v \sin \varepsilon + v_m \sin q_m, \quad (4.4.2)$$

где v_m — скорость маяка в системе координат $ox_3y_3z_3$.

Дифференцируя (4.4.2) по времени и имея в виду, что $\dot{v}_m = 0$, получим

$$\dot{D}\dot{\Omega} + D\ddot{\Omega} = -\dot{v} \sin \varepsilon - v\dot{\varepsilon} \cos \varepsilon + v_m \dot{q}_m \cos q_m. \quad (4.4.3)$$

Используя уравнения связи углов и уравнение (4.4.1), будем иметь

$$2\dot{D}\dot{\Omega} + D\ddot{\Omega} = -\dot{v} \sin \varepsilon - v\dot{\theta}_r \cos \varepsilon + v_m \dot{\theta}_m \cos q_m. \quad (4.4.4)$$

Обозначим через n_\perp составляющую перегрузки СА, перпендикулярную линии визирования маяка. Связь перегрузки n_\perp с составляющими перегрузки в полускоростной системе координат запишется в виде

$$n_\perp = n_y \cos \varepsilon + n_x \sin \varepsilon. \quad (4.4.5)$$

Выражая n_y и n_x через параметры траектории и имея в виду, что $v_m = \omega_3 R_3$, получим

$$2\dot{D}\dot{\Omega} + D\ddot{\Omega} = -n_\perp g + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m. \quad (4.4.6)$$

Определим предельный угол атаки, при котором достигается $n_{\perp \max}$. При гиперзвуковых скоростях полета аэродинамические коэффициенты СА слабо зависят от числа M и высоты полета и сильно зависят от угла атаки α . Для СА крылатого типа и эллиптического полуконуса при малых углах атаки ($\alpha \leq 15 \dots 20^\circ$) поляра может быть приближенно представлена в виде [2]

$$c_y = c_{y0} + c_y^a \alpha^2; \quad c_x = c_{x0} + B c_y^{3/2}. \quad (4.4.7)$$

При $\alpha > 20^\circ$ уравнения (4.4.7) неприменимы и могут быть использованы следующие соотношения:

$$\begin{aligned} c_y &= c_{y0} \sin \alpha |\sin \alpha| \cos \alpha; \\ c_x &= c_{x0} + c_{xi} |\sin \alpha| \sin^2 \alpha. \end{aligned} \quad (4.4.8)$$

Значения коэффициентов, входящих в (4.4.7) и (4.4.8), для типовых СА, обладающих сравнительно высоким качеством, приведены в работе [2]

В связи с необходимостью уменьшения массы теплозащитного покрытия целесообразно в процессе спуска обеспечить аэродинамическую затененность верхней части СА, что достигается получением в процессе двухпараметрического управления по углу атаки α и углу крена γ только положительных углов атаки. При необходимости получения в процессе самонаведения отрицательных углов атаки производится переворот СА по углу крена. В связи с этим в (4.4.8) $|\sin \alpha| = \sin \alpha$.

Обозначим составляющие перегрузки СА от аэродинамических сил в скоростной системе координат через n'_y и n'_x . Имеем

$$n_\perp = n'_y \cos \varepsilon - n'_x \sin \varepsilon.$$

Из (4.4.7) следует, что

$$n'_x = n'_{x0} + B_1 n_y'^{3/2},$$

где

$$n'_{x0} = \frac{c_{x0} q S}{mg_0}; \quad B_1 = B \sqrt{\frac{mg_0}{qS}};$$

$$q = \frac{\rho v^2}{2}.$$

Получим

$$n_n = n'_y \cos \varepsilon - n'_{x0} \sin \varepsilon - B_1 n_y'^{3/2} \sin \varepsilon. \quad (4.4.9)$$

Продифференцируем (4.4.9) частным образом по n'_y , приравняв полученное выражение к нулю и определим значение n_y'' , при котором обеспечивается максимум величины n_n . Имеем

$$n_y'' = \sqrt{\frac{2 \operatorname{ctg} \varepsilon}{3B_1}}. \quad (4.4.10)$$

Из (4.4.9) и (4.4.10) следует:

$$n_{n \max} = \sqrt{\frac{2 \operatorname{ctg} \varepsilon}{3B_1}} \cos \varepsilon - \left[n'_{x0} + B_1 \left(\sqrt{\frac{2 \operatorname{ctg} \varepsilon}{3B_1}} \right)^{3/2} \right] \sin \varepsilon.$$

Выразим коэффициент B_1 через максимальное аэродинамическое качество СА. Из (4.4.7) имеем

$$\frac{1}{K} = \frac{c_{x0}}{c_y} + B \sqrt{c_y}. \quad (4.4.11)$$

Дифференцируя (4.4.11) по c_y и приравняв полученное выражение нулю, определим значение c'_y , при котором реализуется K_{\max} . Получим

$$c'_y = \sqrt{\frac{4c_{x0}^2}{B^2}}.$$

$$\text{Следовательно,} \quad K_{\max} = \frac{\sqrt{\frac{4c_{x0}^2}{B^2}}}{3c_{x0}}. \quad (4.4.12)$$

Имея в виду, что $B_1^2 = B^2 mg_0 / qS$, получим

$$B_1 = \frac{4}{27 n'_{x0} K_{\max}^3}. \quad (4.4.13)$$

Подставив (4.4.13) в выражение для $n_{n \max}$, окончательно получим

$$\begin{aligned} n_{n \max} = & \frac{3}{\sqrt{2}} K_{\max} \sqrt{K_{\max} n'_{x0} \operatorname{ctg} \varepsilon} \cos \varepsilon - \\ & - \left(n'_{x0} + 2 \sqrt{\frac{2}{27}} \frac{(\operatorname{ctg} \varepsilon)^{3/4}}{K_{\max}^{3/4} n_{x0}'^{1/4}} \right) \sin \varepsilon. \end{aligned} \quad (4.4.14)$$

Анализ (4.4.14) показывает, что наиболее существенное влияние на величину $n_{л\max}$ оказывает угол упреждения ϵ . Значению $n_{л\max}$ соответствует некоторый угол атаки α' , при превышении которого величина $n_{л}$ начинает убывать. В связи с этим в процессе самонаведения СА на маяк необходимо выполнение условия $\alpha_{\max} \leq \alpha'$.

Определим величину α' . Используя (4.4.7), (4.4.10) и (4.4.13), получим

$$\frac{(c_y^{\alpha'} + c_{y0}) q S}{mg_0} = \sqrt{\frac{9 n_{x0}' K_{\max}^3 \operatorname{ctg} \epsilon}{2}}$$

или
$$\alpha' = \sqrt{\frac{mg_0}{c_y^{\alpha'} q S} \left(\sqrt{\frac{9 n_{x0}' K_{\max}^3 \operatorname{ctg} \epsilon}{2}} - n_{x0}' \right)}. \quad (4.4.15)$$

При заданном балансировочном угле атаки СА величина предельно допустимого угла упреждения $\epsilon_{\text{пред}}$ может быть определена из выражения (4.4.15):

$$\operatorname{ctg} \epsilon_{\text{пред}} = \frac{2 c_{y\max}^2 q S}{9 c_{x0} m g_0 K_{\max}^3} = \frac{\eta \rho v^2}{K_{\max}^3}. \quad (4.4.16)$$

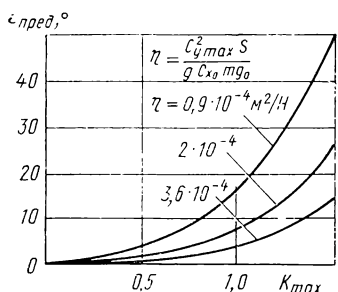
Аналогично может быть определено значение $\epsilon_{\text{пред}}$ для поляры вида (4.4.8).

При попадании СА в пределы области возможных маневров должно выполняться условие

$$\epsilon_0 \leq \epsilon_{\text{пред}}. \quad (4.4.17)$$

В противном случае происходит срыв самонаведения из-за ограничения допустимых перегрузок СА. На рис. 4.8 приведена зависимость $\epsilon_{\text{пред}} = f(\eta, K_{\max})$.

Предположим, что в момент захвата маяка величина потребной перегрузки меньше располагаемой. В этом случае будет происходить самонаведение СА на маяк до тех пор, пока осевая перегрузка n_x не достигнет некоторого предельного значения $n_{xл}$, что особенно важно для пилотируемых СА. Параметры движения СА от момента захвата маяка до выхода на ограничение по перегрузке могут быть определены численным интегрированием уравнений движения совместно с уравнением метода самонаведения или приближенно аналитически (см. разд. 4.5). Продолжительность этого участка зависит от параметров движения СА в момент начала самонаведения, от максимального аэродинамического качества и динамики



4.8. Зависимость предельного угла упреждения от максимального аэродинамического качества СА при $H_0 = 40$ км, $\bar{v}_0 = 0.38$, $c_{x0} = 0.1$, $mg_0/S = 2000 \text{ Н/м}^2$

движения СА относительно центра масс. Параметры движения СА при полете по траектории с постоянной перегрузкой могут быть определены аналитически [2, 51].

В связи с тем, что закон движения маяка в геоцентрической системе координат известен, возможно определение момента схода СА с изоперегрузочного участка. На изоперегрузочном участке траектории угол упреждения ε определяется следующим образом:

$$\varepsilon = \frac{\pi}{2} - \frac{2g |n_{x\lambda}|}{\beta(v_0 - g |n_{x\lambda}| t)^2} - \arcsin \frac{R_3 \sin(\delta^* - \psi)}{D};$$

где $(\delta^* - \psi)$ — центральный угол между радиусами-векторами маяка и СА в системе координат $ox_3y_3z_3$.

Если на борту СА известно направление местной вертикали, то угол ε можно определить проще:

$$\varepsilon = \frac{\pi}{2} - \frac{2g |n_{x\lambda}|}{\beta(v_0 - g |n_{x\lambda}| t)^2} - \xi^*, \quad (4.4.18)$$

где ξ^* — угол между местной вертикалью и линией визирования маяка.

Момент схода с изоперегрузочного участка траектории выбирается из условия $\varepsilon = 0$, т. е.

$$\frac{2g |n_{x\lambda}|}{\beta v^2} + \xi^* = \frac{\pi}{2}. \quad (4.4.19)$$

Действительно, при $\varepsilon < 0$ переход на самонаведение приводит к увеличению угла атаки (или уменьшению угла крена при γ -управлении) для сведения к нулю отрицательного угла упреждения. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению (по абсолютной величине) значения угла наклона траектории, т. е. попаданию СА в область, расположенную выше изоперегрузочной кривой в фазовой плоскости H, v .

В заключение отметим, что варьирование в определенных пределах параметрами закона управления позволяет в значительной степени воздействовать на параметры траектории на конечном участке, а тем самым воздействовать на структуру ОВМ.

Таким образом, при самонаведении СА на маяк величина допустимой перегрузки определяется не предельным значением перегрузки в скоростной системе координат, а максимальным значением перегрузки, нормальной к линии визирования маяка. Аналогичные результаты получены в работе [25] для другого типа поляры летательного аппарата. При попадании СА в пределы области возможных маневров должно выполняться условие (4.4.17), что может накладывать определенные ограничения на параметры автономных СУС.

4.5. ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОЦЕССА САМОНАВЕДЕНИЯ СА НА МАЯК

Угловая скорость линии визирования маяка $\dot{\Omega}$ связана с мгновенным промахом СА относительно точки посадки Δ аналитической зависимостью. Промахом будем называть наименьшее расстояние

между СА и маяком в момент изменения знака \dot{D} . В связи с тем, что на основном участке траектории самонаведения $v \gg v_m$ и угол ракурса маяка q_m мал, можно принять, что $\dot{D} \approx -v_{отн} \approx -v$. Из (4.4.2) следует

$$D\dot{\Omega} = -v_{отн} \sin \varepsilon^*,$$

где ε^* — угол между векторами \mathbf{D} и $\mathbf{v}_{отн}$. Но $\Delta = D \sin \varepsilon^*$, или

$$\Delta = \frac{D^2}{|\dot{D}|} \dot{\Omega}.$$

Дифференцируя данное выражение по времени и используя (4.4.6), получим

$$\dot{\Delta} = \frac{D}{|\dot{D}|} (-n_{\lambda} g + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m). \quad (4.5.1)$$

На основании (4.5.1), используя соотношения работы [25], величину фактического промаха запишем в виде

$$\Delta_{\phi} = \frac{D^2}{|\dot{D}|} \left[\dot{\Omega} - \frac{1}{2\dot{D}} (n_{\lambda} g - g \cos \Omega - \omega_3^2 R_3 \cos q_m) \right]. \quad (4.5.2)$$

Под фактическим промахом, в соответствии с [25], будем понимать значение мгновенного промаха Δ с учетом того, что с момента выключения управления движение СА происходит с постоянными осевыми и нормальными перегрузками.

Формулу метода наведения в фактическую точку встречи запишем в виде

$$n_{\lambda} = \tilde{k} \Delta_{\phi}, \quad (4.5.3)$$

где \tilde{k} — коэффициент пропорциональности.

Используя (4.5.2), получим

$$n_{\lambda} = k' \left[\dot{\Omega} - \frac{1}{2\dot{D}} (n_{\lambda} g - g \cos \Omega - \omega_3^2 R_3 \cos q_m) \right], \quad (4.5.4)$$

где $k' = \tilde{k} \frac{D^2}{|\dot{D}|}$.

Уравнение (4.5.4) должно удовлетворять условию

$$n'_y = 0 \text{ при } \Delta_{\phi} = 0. \quad (4.5.5)$$

Однако при $n'_y = 0$ согласно (4.4.9) $n_{\lambda} = -n'_{x0} \sin \varepsilon$. В соответствии с этим уравнение (4.5.4) запишем следующим образом:

$$n_{\lambda} = k' \left[\dot{\Omega} + \frac{1}{2\dot{D}} (gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m) \right] - n'_{x0} \sin \varepsilon. \quad (4.5.6)$$

Нулевое значение фактического промаха обеспечивается при

$$\dot{\Omega} = -\frac{1}{2\dot{D}} (gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m). \quad (4.5.7)$$

Необходимо отметить, что перегрузка $n_{\text{л}}$ не может быть определена датчиком, жестко связанным с корпусом СА. Для определения $n_{\text{л}}$ акселерометры необходимо располагать на гиropлатформе, стабилизируемой по линии визирования маяка или определять на борту осевую перегрузку СА n_x и угол упреждения ε . В связи с трудностью получения данной информации по борту СА закон наведения в фактическую точку встречи может быть приближенно реализован в виде

$$n_y = k^* \dot{\Omega}. \quad (4.5.8)$$

Скоростную перегрузку n_x можно определить через связанные перегрузки n_{y1} и n_{x1} , так как при управлении по углу крена СА сбандирован на некотором угле атаки $\alpha_{\text{бал}}$, а при двухканальном α - γ -управлении закон изменения α зависит от закона изменения центровки СА.

Определим величину угловой скорости линии визирования при полете СА в фактическую точку встречи. Для этого подставим (4.5.6) в (4.4.6). После соответствующих преобразований получим, считая $\dot{D} = \text{const}$, $D = D_0 + \dot{D}t$ и $T = D_0/|\dot{D}|$ (T — полное время полета СА на конечном участке):

$$\frac{D}{|\dot{D}|} \ddot{\Omega} + \left(\frac{k'g}{|\dot{D}|} - 2 \right) \dot{\Omega} = \left(\frac{k'g}{|\dot{D}|} - 2 \right) \frac{1}{2|\dot{D}|} (gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \\ + \omega_3^2 R_3 \cos q_m),$$

или

$$(T-t) \ddot{\Omega} (k''-2) \dot{\Omega} = (k''-2) \frac{1}{2|\dot{D}|} (gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m).$$

где

$$k'' = \frac{k'g}{|\dot{D}|} > 0.$$

Обозначим
$$A = \frac{1}{2|\dot{D}|} (gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m).$$

Получим
$$(T-t) \ddot{\Omega} + (k''-2) \dot{\Omega} = A (k''-2). \quad (4.5.9)$$

Решение (4.5.9) можно записать в виде

$$\dot{\Omega} = (\dot{\Omega}_0 - A) \left(\frac{T-t}{T} \right)^{k''-2} + A, \quad (4.5.10)$$

где Ω_0 — значение угловой скорости линии визирования при $t=0$.

Из (4.5.10) следует, что при $k''-2 \geq 0$ и $t \rightarrow T$, $\Omega \rightarrow A$ или к начальному значению $\dot{\Omega}_0$, а следовательно, в соответствии с (4.5.2) $\Delta_\Phi \rightarrow 0$. Таким образом, при $k'' \geq 2$ процесс самонаведения СА на маяк будет устойчивым, а при $k'' < 2$ — неустойчивым, так как в этом случае при $t \rightarrow T$ $\dot{\Omega} \rightarrow \infty$.

Исследуем устойчивость процесса самонаведения при использовании метода пропорционального сближения (4.5.8). Пусть управление СА производится путем изменения угла крена γ . Обозначим

проекцию скоростной перегрузки на плоскость наведения через n_y^* . Имеем $n_y^* = n_y \cos \gamma$. В связи с тем, что балансирующий угол атаки СА может превышать $15...20^\circ$ при анализе используем полярную (4.4.8) при условии $\alpha \geq 0$.

Из (4.4.8) имеем $c_x = c_{x0} + \frac{c_{xi}}{c_{y0}} c_y \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}}$ и соответственно $n'_x = n'_{x0} + \frac{c_{xi}}{c_{y0}} n_y^* \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}}$. Проекция полной перегрузки СА на нормаль к линии визирования маяка будет иметь вид

$$n_n = n_y^* \cos \varepsilon - n'_{x0} \sin \varepsilon - \frac{c_{xi}}{c_{y0}} n_y^* \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon. \quad (4.5.11)$$

Используя (4.4.6) и (4.5.8), получим

$$2\dot{D}\ddot{\Omega} + D\ddot{\Omega} = -gk^*\ddot{\Omega} \cos \varepsilon + gn'_{x0} \sin \varepsilon + \frac{c_{xi}}{c_{y0}} gk^*\ddot{\Omega} \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 q_m. \quad (4.5.12)$$

В связи с малой кривизной траектории положим $\varepsilon = \text{const}$.

Уравнение (4.5.12) преобразуем к виду

$$(T-t)\ddot{\Omega} + \left(-\frac{c_{xi}}{c_{y0}|\dot{D}|} gk^* \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon + \frac{gk^*}{|\dot{D}|} \cos \varepsilon - 2 \right) \dot{\Omega} = gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m.$$

Обозначим

$$A = \frac{gn'_{x0} \sin \varepsilon + g \cos \Omega + \omega_3^2 R_3 \cos q_m}{\frac{gk^*}{|\dot{D}|} \cos \varepsilon - \frac{c_{xi}}{c_{y0}|\dot{D}|} gk^* \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon - 2};$$

$$B = \left(\frac{gk^*}{|\dot{D}|} \cos \varepsilon - \frac{c_{xi}}{c_{y0}|\dot{D}|} gk^* \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon - 2 \right).$$

Получим линейное дифференциальное уравнение вида (4.5.9):

$$(T-t)\ddot{\Omega} + \dot{\Omega} = AB. \quad (4.5.13)$$

Решение (4.5.13) есть:

$$\dot{\Omega} = (\dot{\Omega}_0 - A) \left(\frac{T-t}{T} \right)^B + A. \quad (4.5.14)$$

Процесс самонаведения устойчив, если $B \geq 0$, так как при $B \geq 0$ и $t \rightarrow T$, $\dot{\Omega} \rightarrow A$ (или $\Omega \rightarrow \dot{\Omega}_0$), т. е. к некоторому установившемуся значению. При $B < 0$ и $t \rightarrow T$, $\dot{\Omega} \rightarrow \infty$, т. е. процесс неустойчив. Проанализируем условие устойчивости. Коэффициенты c_{xi} и c_{y0} приблизительно равны коэффициенту давления в критической точке СА ($c_{xi} = c_{y0} \approx 1,83...2$). Следовательно, при $\varepsilon < 45^\circ$ и $\alpha_{\text{бал}} < 45^\circ$ $\cos \varepsilon - \frac{c_{xi}}{c_{y0}} \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon > 0$. Тогда условие устойчивости процесса самонаведения можно записать в виде

$$k^* > \frac{2|\dot{D}|}{g \left(\cos \varepsilon - \frac{c_{xi}}{c_{y0}} \operatorname{tg} \alpha_{\text{бал}} \sin \varepsilon \right)}. \quad (4.5.15)$$

Для исследования устойчивости системы с учетом изменения скорости СА может быть использован метод фазового пространства [24]. Анализ работы [25] показывает, что полученные в данной работе результаты применимы и для случая самонаведения СА на маяк по методу пропорционального сближения при условии $\dot{v}_m = 0$ и $v_m = \omega_3 R_3 = \text{const}$. В частности, потребное для наведения на маяк аэродинамическое качество СА при отсутствии возмущений определяется следующим образом:

$$K_{\text{тр}} \geq \frac{k^* g \sin \varepsilon}{k^* g \cos \varepsilon - 2|\dot{D}|}. \quad (4.5.16)$$

Если на борту СА известно направление вектора скорости в осях гироплатформы и направление местной вертикали, то закон наведения СА в точку посадки можно записать следующим образом:

$$\dot{\theta} = a\dot{\Omega} + \dot{\psi}, \quad (4.5.17)$$

где $\dot{\psi} = \frac{v \cos \theta}{R_3 + H}$; $\dot{\Omega}$ — угловая скорость вращения линии визирования точки посадки.

Коэффициент усиления управляющего сигнала a может быть постоянной величиной, переменной по времени величиной или функцией фазовых координат аппарата.

Определим минимально допустимое значение a , при котором $\dot{\Omega}$ не превосходит некоторого значения $\dot{\Omega}_\lambda$, определяемого максимально допустимой величиной поперечной перегрузки СА в процессе спуска. Полагая $\Omega = \text{const}$, из уравнения (4.4.4) получим

$$2\dot{D}\dot{\Omega}_\lambda = -\dot{v} \sin \varepsilon - v\dot{\theta}_{\text{rmax}} \cos \varepsilon + v_m \dot{\theta}_m \cos q_m, \quad (4.5.18)$$

или, используя (4.5.17),

$$2\dot{D}\dot{\Omega}_\lambda = -\dot{v} \sin \varepsilon - va_{\min} \dot{\Omega}_\lambda \cos \varepsilon + v_m \dot{\theta}_m \cos q_m.$$

Отсюда
$$a_{\min} = \frac{-2\dot{D}\dot{\Omega}_\lambda - \dot{v} \sin \varepsilon + v_m \dot{\theta}_m \cos q_m}{v \dot{\Omega}_\lambda \cos \varepsilon}. \quad (4.5.19)$$

Имея в виду, что $n_{y \max} \approx \frac{va_{\min} \dot{\Omega}_\lambda}{g}$

из уравнения (4.5.19) получим

$$a_{\min} = \frac{-2\dot{D}n_{y \max} g}{v(n_{y \max} g \cos \varepsilon + \dot{v} \sin \varepsilon - v_m \dot{\theta}_m \cos q_m)}. \quad (4.5.20)$$

Как показывают расчеты, на основном участке самонаведения, вплоть до достижения максимального значения перегрузки, скорость

СА меняется незначительно, кроме того угол упреждения ε не превышает нескольких градусов. В этом случае можно положить $\dot{v} \sin \varepsilon \approx 0$. Кроме того, $n_{y \max} g \cos \varepsilon \gg v \dot{\theta}_M \cos q_M$ и $\dot{D} \approx -v \cos \varepsilon$. С учетом данных допущений из уравнения (4.5.20) получим

$$a_{\min} \approx \frac{-2\dot{D}}{v \cos \varepsilon} \approx 2. \quad (4.5.21)$$

При $a=1$ закон пропорционального сближения вырождается в самонаведение с постоянным углом упреждения $\varepsilon = \varepsilon_0$.

Самонаведение СА на маяк, находящийся на поверхности планеты в окрестности точки посадки, с точки зрения кинематики процесса наведения имеет ряд специфических особенностей:

1) скорость маяка, находящегося на поверхности планеты и участвующего в ее суточном вращении, значительно меньше абсолютной скорости СА; 2) траектория маяка в инерциальной планетоцентрической системе координат представляет собой окружность с радиусом, равным радиусу планеты; 3) самонаведение СА на маяк происходит (на основном участке самонаведения) в пределах довольно малых ракурсов маяка.

Как показали расчеты траекторий спуска при различных методах самонаведения, параметры движения СА (до высот 20...25 км) отличаются очень незначительно. При реальных значениях скорости аппарата в процессе спуска (спуск по направлению вращения планеты) угол упреждения при самонаведении по методу пропорционального сближения не превышает 1...1,5°. Отсюда ясно, что траектория СА при самонаведении по методу пропорционального сближения будет мало отличаться от траектории самонаведения, например, по методу кривой погони или с постоянным углом упреждения.

Одним из условий точного попадания СА в точку посадки является наличие положительного ракурса маяка в течение всего процесса самонаведения. Иными словами, траектория СА в процессе спуска должна пересекаться с траекторией маяка не более, чем в одной точке. При малой кривизне траектории СА это условие можно записать в виде $-\Omega_0 + \theta_{M0} \geq \omega_3 T$, т. е. существует некоторая незамкнутая поверхность (в плоском случае кривая, определяемая координатами q_0, D_0), причем при $D > D_0$ из-за потери маяка будет происходить срыв процесса самонаведения. В общем случае эта граничная кривая определяется начальными дальностями, меньшими дальностей D_3 прямой видимости маяка.

Параметры движения СА на конечном участке могут быть приближенно определены аналитически, если представить скорость СА в виде разложения в ряд Тейлора в окрестности начальной точки. Как показали расчеты, достаточную точность дают первые три члена разложения, т. е.

$$v = v_0 + \dot{v}_0 t + \frac{1}{2} \ddot{v}_0 t^2. \quad (4.5.22)$$

Принимая $\sin \varepsilon \approx \varepsilon$ и $\cos \varepsilon \approx 1$, запишем (4.4.1) в виде

$$\dot{D} = -v + v_m \cos(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t). \quad (4.5.23)$$

Проинтегрировав данное уравнение с учетом (4.5.22), получим

$$D = D_0 - v_0 t - \frac{1}{2} \dot{v}_0 t^2 - \frac{1}{6} \ddot{v}_0 t^3 + R_3 [\sin(\theta_{m0} - \Omega_0 - \sin(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t))]. \quad (4.5.24)$$

Выражения для текущей высоты полета и угла между вектором скорости и местным горизонтом запишем в виде

$$H = \sqrt{D^2 + R_3^2 + 2DR_3 \sin(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t)} - R_3; \quad (4.5.25)$$

$$\theta = \arcsin \frac{D\dot{D} \left[1 + \frac{R_3}{D} \sin(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t) - \frac{v_m}{D} \cos(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t) \right]}{(v_0 + \dot{v}_0 t + \frac{1}{2} \ddot{v}_0 t^2) \sqrt{D^2 + R_3^2 + 2DR_3 \sin(\theta_{m0} - \Omega_0 - \omega_3 t)}}. \quad (4.5.26)$$

Определим значения \dot{v}_0 и \ddot{v}_0 , входящие в (4.5.22). Из уравнения движения СА в скоростной системе координат с учетом вращения Земли имеем

$$\dot{v}_0 = -\frac{(c_x)_0 \rho_0 v_0^2 S}{2m_0} - g \sin \theta_0 + \omega_3^2 (R_3 + H) \sin \theta_0. \quad (4.5.27)$$

Значение $(c_x)_0$ определим из (4.4.8):

$$(c_x)_0 = c_{x0} + c_{xi} |\sin \alpha_0| \sin^2 \alpha_0.$$

Значение угла атаки α_0 в момент начала самонаведения выбирается таким образом, чтобы удовлетворялось уравнение движения СА в проекции на нормаль и траектории, причем должно выполняться условие $\alpha_0 \leq \alpha'$, где α' определяется из (4.4.15). Для определения \ddot{v}_0 продифференцируем по времени (4.5.27):

$$\ddot{v}_0 = -\frac{S}{2m_0} [(\dot{c}_x)_0 \rho_0 v_0^2 + (c_x)_0 \dot{\rho}_0 v_0^2 + 2(c_x)_0 \rho v_0 \dot{v}_0] - g \dot{\theta}_0 \cos \theta_0 + + \omega_3^2 [\dot{H}_0 \sin \theta_{r0} + (R_3 + H) \dot{\theta}_0 \cos \theta_0]. \quad (4.5.28)$$

При управлении по углу крена $(\dot{c}_x)_0 = 0$.

Таким образом, устойчивость процесса самонаведения СА на маяк при полете в фактическую точку встречи и при самонаведении по методу пропорционального сближения обеспечивается при определенных значениях коэффициентов k'' и k^* . Для реализации самонаведения в фактическую точку встречи на борту СА необходимо иметь информацию об осевой перегрузке СА n_{x1} , угловой скорости линии визирования $\dot{\Omega}$ и угле упреждения ε . Для оценки возможности практического использования рассмотренных алгоритмов неавтономного управления движением СА на конечном участке спуска проанализируем возможные пути решения проблемы радиосвязи СА с Землей на неавтономном участке траектории.

4.6. ПРОБЛЕМА РАДИОСВЯЗИ СА С ЗЕМЛЕЙ ПРИ ДВИЖЕНИИ В АТМОСФЕРЕ

Как известно, возвращаемые ракетно-космические объекты, движущиеся в атмосфере Земли с гиперзвуковыми скоростями, окружены ионизированным слоем газа или так называемой плазменной оболочкой. Эта оболочка образуется в результате ударного нагрева окружающих СА слоев воздуха, разрушения и абляции его теплозащитного покрытия. При движении в атмосфере значительная часть кинетической энергии СА переходит в тепловую, что приводит к сильному разогреву воздуха, окружающего возвращаемый объект, и к существенному увеличению температуры поверхности СА. В результате всего этого молекулы воздуха начинают диссоциировать и происходит его ионизация, причем в некоторых случаях ионизируется даже часть проаблировавшего материала ТЗП, что в значительной степени усложняет задачу изучения свойств этого ионизированного слоя. Возникает так называемая ионная экранировка на некоторой части траектории спуска, которая резко снижает интенсивность высокочастотных сигналов, а иногда и полностью прекращает радиосвязь СА с Землей. Кроме того на пилотируемых спускаемых аппаратах такая экранировка прекращает голосовую радиосвязь и поступление телеметрической информации с борта СА. Все это вместе взятое показывает важность и значимость проблемы связи возвращаемого объекта с Землей. Трудности, связанные с исследованием этой проблемы, объясняются в основном тем, что плазменный слой около поверхности СА образуется в результате очень сложных химических и термодинамических процессов, которые еще недостаточно хорошо изучены. К тому же эти процессы являются существенно нестационарными, так как на траекториях движения СА резко и в больших пределах меняются условия, которые определяют скорость протекания химических и термодинамических процессов, что в значительной степени усложняет рассматриваемое явление.

Для СА типа полуконуса со сферическим притуплением носовой части плазменную оболочку, окружающую поверхность объекта, можно разделить в первом приближении на четыре характерные области [57].

В области торможения газ имеет очень высокую температуру и давление. От поверхности СА он отделен сравнительно тонким пограничным слоем, а от внешнего потока — почти прямым скачком уплотнения. В этой области наблюдаются наиболее тяжелые условия по параметрам плазмы. Поэтому размещение антенн в этой области является нецелесообразным, а в большинстве случаев и недопустимым.

В так называемой промежуточной области газ находится в химически неравновесном состоянии. Плазменный слой характеризуется не столь высокими параметрами, как в области торможения. Но именно эта область оказывает весьма существенное влияние на качество работы антенн, если последние размещены в кормовой

части объекта и если СА сбалансирован на небольшом угле атаки абал.

В кормовой области течения параметры потока при прохождении косого скачка уплотнения, являющегося одной из границ этой области, меняются не столь резко, как в области торможения, и ионизация газа происходит здесь не так интенсивно, как в первых двух областях. Причем профиль концентрации электронов в плазме этой области в очень сильной степени зависит от величины угла атаки и формы возвращаемого объекта.

И наконец, на поверхности СА имеется вязкий пограничный слой, характеризующийся большими градиентами скорости и температуры и условиями, существенно отличающимися от аналогичных условий в области невязкого течения.

Как показали результаты исследований [58], ионизация в пограничном слое оказывает существенное влияние на работу радиоаппаратуры лишь на высотах более 75 км. На меньших высотах такое влияние оказывают процессы, происходящие в областях течения, и ионизацию пограничного слоя можно не учитывать.

Кроме перечисленных областей течения за СА образуется еще одна характерная зона, так называемый след. Эта область, в которой со значительной скоростью протекают процессы электронно-ионной рекомбинации, не оказывает заметного влияния на радиосвязь при частотах больше 1 ГГц, если газовый поток не подвергается существенному загрязнению продуктами абляции ТЗП [57].

В работе [59] показано, что плазменная оболочка, оказывающая влияние на радиосвязь СА с Землей, существует на высотах примерно от 120 до 15 км, т. е. почти на всей траектории спуска, но максимальная концентрация электронов имеет место на высотах порядка 40...80 км, где и происходят, в основном, перебои в работе радиосистем. Радиосвязь с СА в процессе спуска в значительной степени зависит от параметров движения аппарата на атмосферном участке.

Анализ взаимодействия электромагнитных волн с плазмой, окружающей СА, позволяет понять, почему происходит нарушение радиосвязи, как определять свойства плазменного слоя в процессе проведения летных испытаний и, самое главное, какие способы и средства можно использовать для борьбы с нарушениями радиосвязи. Точное аналитическое решение такой задачи практически невозможно ввиду того, что взаимодействие электромагнитных волн и плазмы описывается сложной и громоздкой системой уравнений статистической механики. Поэтому при решении этой задачи получили распространение менее строгие, но более доступные и практичные методы. В частности, в работе [60] предложен следующий упрощенный подход при анализе взаимодействия свободных электронов плазмы и электромагнитных волн. Предполагается, что плазма состоит из равного количества положительных ионов и свободных электронов и некоторого количества нейтральных частиц. Все заряженные частицы, благодаря наличию электростатических

полей находятся в равновесных положениях на определенном расстоянии друг от друга. Если теперь одна из заряженных частиц сместится, то она начнет колебаться около своего положения равновесия с частотой, называемой плазменной.

Плазменная частота электронов прямо пропорциональна корню квадратному из их концентрации N_0 и обратно пропорциональна корню квадратному из массы электронов m_e . Плазменная частота ионов намного меньше плазменной частоты электронов, так как масса ионов на несколько порядков меньше массы электронов. Электромагнитная волна действует на электрон как некоторая периодическая возмущающая сила.

Если частота электромагнитных волн, т. е. возмущающая частота, значительно меньше собственной частоты электронов плазменного слоя, то электрон будет колебаться с этой возмущающей частотой и генерировать электромагнитные волны, распространяющиеся в прямом и обратном направлениях. Все это приводит к затуханию радиосигнала. Если частота электромагнитной волны больше собственной частоты электронов плазмы, то радиосигнал распространяется в плазме без затухания или же с незначительным отражением и затуханием. И наконец, в случае совпадения частоты электромагнитной волны и плазменной частоты электронов происходит полное отражение падающей электромагнитной волны от поверхности плазменной оболочки.

Таким образом, величина затухания и отражения радиосигнала в очень сильной степени зависят от соотношения частот падающей на плазменный слой электромагнитной волны и собственной, т. е. плазменной частоты электронов, причем именно электронов, так как ионы не оказывают заметного влияния на этот процесс, поскольку плазменная частота ионов, как правило, значительно меньше используемых частот радиоволн.

Итак, анализ взаимодействия электромагнитных волн с плазменной оболочкой СА позволяет в какой-то степени наметить основные способы и методы борьбы с нарушениями радиосвязи возвращаемого объекта с Землей.

1. Увеличение мощности передаваемого сигнала может уменьшить или полностью ликвидировать эти нарушения. Но увеличение мощности, поступающей на антенну СА, может привести к электрическому пробоя слоя у поверхности антенны, причем вероятность такого пробоя возрастает с ростом температуры и ионизации газа. Поэтому, как показали проведенные исследования, увеличение мощности передаваемого сигнала возможно только до какого-то определенного уровня [61].

2. Создание систем радиосвязи, работающих на частотах, больших ожидаемого максимума плазменной частоты. Этот метод требует использования для связи с СА частот, превышающих 10 ГГц. Современный уровень развития радиотехники позволяет разработать и создать сравнительно небольшие и легкие высокочастотные системы, работающие на таких частотах. Однако стоимость этих работ очень высока.

3. Использование для связи радиоволны с частотой, существенно меньшей плазменной частоты для уменьшения затухания радиосигнала. Но это оказывается неприемлемым из-за невозможности размещения на возвращаемом объекте эффективных направленных низкочастотных антенн.

4. Применение оптических систем связи, основанных на использовании лазеров, может обеспечить прохождение сигнала через плазменную оболочку, окружающую СА. Следует лишь отметить, что системы связи на основе использования лазеров трудно применять для прямой связи возвращаемого объекта с Землей из-за сильного ослабления лазерного сигнала в атмосфере.

5. Совершенствование геометрической формы возвращаемого объекта, так как она в значительной степени влияет на толщину плазменного слоя, окружающего СА, а значит, и на работу радиосистем. Установлено, что возвращаемые объекты заостренной формы окружены более тонким плазменным слоем, нежели затупленные, но для заостренных объектов усложняются вопросы теплозащиты.

6. Создание около антенн соответствующих магнитных полей, которые будут образовывать «окна» в плазменной оболочке. Через эти «окна» будут проходить радиосигналы. Этот метод имеет тот существенный недостаток, что требует больших массовых затрат на оборудование, создающее магнитные поля (даже при использовании сверхпроводящих магнитов).

7. Ввод электрофильных веществ в плазменный поток выше места расположения антенн для уменьшения влияния плазменной оболочки на работу системы радиосвязи СА с Землей.

Положительное действие электрофильных веществ объясняется тем, что молекулы вводимых в плазменный поток специально подобранных веществ соединяются со свободными электронами, образуя отрицательные ионы и существенно снижая тем самым плазменную частоту. В качестве электрофильных веществ можно использовать различные тугоплавкие пылевидные частицы, шестифтористую серу, молекулярный кислород, двуокись углерода и окись азота. Но наиболее практичными и эффективными являются жидкие электрофильные вещества, например, вода, четыреххлористый углерод, ацетон, фреон [62]. Можно ожидать, что инъекция этих жидкостей в плазменный слой явится надежным решением проблемы связи с СА.

Перспективной может оказаться также система, основанная на определении параметров плазмы, окружающей СА, путем измерения его параметров движения (высоты, скорости СА и их производных). Движение СА относительно центра масс может быть оценено по программным зависимостям, заложенным на борту аппарата. В наземном вычислительном комплексе решается система уравнений статистической механики, что позволяет оценить величину возможной концентрации электронов в плазменном слое, а тем самым и плазменную частоту. Меняя в процессе спуска частоту

систем радиосвязи и разнося ее от ожидаемого максимума плазменной частоты, возможно обеспечение связи в процессе спуска.

Итак, несмотря на то, что проблема связи с СА при спуске в атмосфере из-за наличия плазменной оболочки вокруг возвращаемого объекта и, как следствие этого, возникновение ионной экранировки полностью еще пока не решена, проведенные теоретические и экспериментальные исследования этой проблемы и уже полученные результаты позволяют надеяться на ее успешное решение.

4.7. УПРАВЛЕНИЕ СА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ПРИ ПРЕРЫВАНИИ РАДИОСВЯЗИ С ЗЕМЛЕЙ

При проектировании системы управления спуском, основанной на самонаведении СА на радиомаяк, так же как и системы управления, использующей РЛС для выведения СА в район точки посадки, необходимо учитывать вопрос о прохождении на борт аппарата сигнала от маяка. При этом необходимо исследовать вопрос об управлении движением аппарата при пропадании сигнала от маяка, т. е. при наличии значительной по высоте «мертвой зоны».

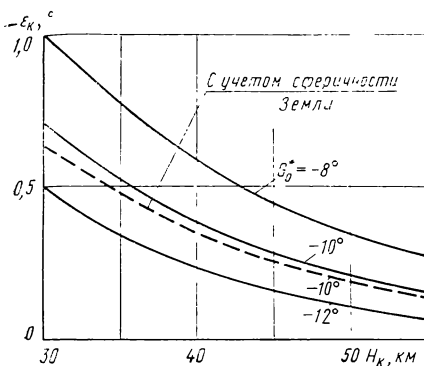
Задача сводится, по существу, к двум вопросам: исследованию ошибок в параметрах движения СА, которые имеют место при захвате маяка после прохождения «мертвой зоны», и способности системы управления отработать эти ошибки, и возможности повторного захвата маяка. Оба эти вопроса тесно связаны друг с другом. Действительно, чем раньше произойдет повторный захват маяка, тем меньше будут накопившиеся ошибки и тем быстрее система управления их отработает. В работе [41] показано, что нижняя граница «мертвой зоны» расположена в районе высот 35...40 км при скорости СА 3...3,5 км/с. Уменьшение скорости СА приводит к увеличению нижней границы «мертвой зоны». Величина верхней границы в значительной степени зависит от скорости входа в СА в атмосферу и при спуске с орбиты практически расположена в районе высоты 60...70 км.

Обозначим через H_0^* , v_0^* , θ_0^* и D_0^* параметры траектории СА на верхней границе «мертвой зоны». Соответственно через H_k , v_k , θ_k , D_k параметры траектории на нижней границе. Предположим, что в момент потери маяка на борту СА фиксируется направление на маяк и аппарат продолжает полет по этому направлению. С учетом кривизны поверхности Земли получим

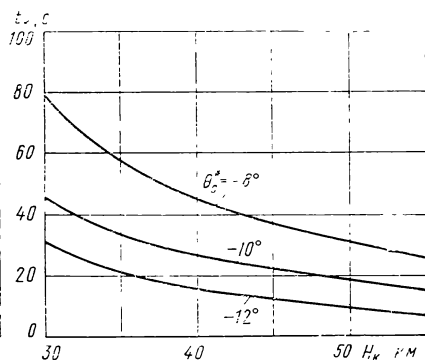
$$\theta_k = -\arccos \left[\frac{(R_3 + H_0^*) \cos \theta_0^*}{R_3 + H_k} \right]; \quad (4.7.1)$$

$$\varepsilon_k = -\arccos \left[\frac{R_3 + H_0^*}{R_3 + H_k} \cos \theta_0^* \right] - \arccos \left[\frac{R_3}{R_3 + H_k} \cos q_k \right]; \quad (4.7.2)$$

$$q_k = \arccos \left(\frac{R_3 + H_0^*}{R_3} \cos \theta_0^* \right) - \omega_3 t + \varepsilon_k, \quad (4.7.3)$$



4.9. Зависимость угла упреждения от нижней границы «мертвой зоны»



4.10. Зависимость времени прекращения связи с маяком от нижней границы «мертвой зоны» при $H_0^* = 70$ км, $v_0^* = 7,8$ км/с; $mg_0/c_x S = 220$ Н/м²

где ϵ_K — угол упреждения и q_K — ракурс маяка в момент его повторного захвата.

В случае, когда кривизной поверхности Земли можно пренебречь, уравнения (4.7.1...4.7.3) значительно упрощаются:

$$\theta_K = \theta_0^*; \quad (4.7.4)$$

$$\epsilon_K = \theta_0^* + \arctg \frac{H_K}{\omega_3 R_3 t_K - H_K \operatorname{ctg} \theta_0^*}; \quad (4.7.5)$$

$$q_K = \arctg \frac{H_K}{\omega_3 R_3 t_K - H_K \operatorname{ctg} \theta_0^*}. \quad (4.7.6)$$

На рис. 4.9 приведена зависимость ϵ_K от высоты повторного захвата маяка H_K при постоянном значении H_0^* и различных значениях θ_0^* . При построении графика учитывалась зависимость t_K от H_K (рис. 4.10), полученная численным интегрированием уравнений движения СА. Приведенные графики дают возможность судить о величине угловой ошибки в момент повторного захвата маяка. Если при полете в пределах «мертвой зоны» имеет место ограничение по продольной перегрузке, то конечные параметры движения СА необходимо определять, исходя из расчета изоперегрузочного участка траектории.

Таким образом, ошибка в угле упреждения в момент повторного захвата маяка при движении СА по линии визирования маяка в момент его потери практически не превышает 1...1,5°. Это дает возможность осуществить надежный захват радиомаяка после прохождения «мертвой зоны» и отработать (с малыми боковыми перегрузками) эту ошибку на конечном этапе самонаведения.

Для определения работоспособности СУС при наличии ошибок в управляющем сигнале $\dot{\Omega}$ и разбросе параметров атмосферы были просчитаны траектории спуска с орбиты ИСЗ с введением систематических ошибок ($\Delta\dot{\Omega} \leq 0,15^\circ/\text{с}$) и при значительном отклонении плотности атмосферы от их расчетных значений (величина $\bar{\sigma}$ выбиралась в пределах от 0,4 до 1,8, где $\bar{\sigma} = \rho/\rho_{\text{ном}}$). Нетрудно показать, что другие погрешности (отличие аэродинамических коэффициентов C_y и C_x от номинальных значений, горизонтальный и вертикальный ветер, погрешность в балансировочном угле атаки и т. д.) можно свести к ошибке в угловой скорости линии визирования, т. е. к величине $\Delta\dot{\Omega}$. Рассматривалось самонаведение СА на маяк по методу пропорционального сближения.

Расчеты показали, что в пределах ОВМ промах незначителен (несколько сотен метров). Вне ОВМ промах резко увеличивается из-за ограничения по максимальному аэродинамическому качеству СА ($K_{\text{max}} = 0,66$), что приводило к недолетам, или из-за увеличения времени полета СА по изоперегрузочному участку траектории, что приводило к перелетам. Путем рационального выбора начальных условий, проектных параметров СА и параметров закона управления возможно получение приемлемых аэродинамических и тепловых нагрузок как при спуске с орбиты спутника, так и при спуске с начальной сверхорбитальной скоростью.

ГЛАВА 5. МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ЭВМ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

5.1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ СА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

В связи с необходимостью расчета траекторий движения СА с помощью наземных вычислительных комплексов и широким применением вычислительной техники в бортовых системах управления рассмотрим уравнения движения СА, которые могут быть использованы в наземных и бортовых ЭВМ.

Спускаемый космический аппарат в общем случае следует считать телом переменного состава, состоящим из точек переменного состава, движение каждой из которых в инерциальной системе координат описывается основным уравнением Мещерского [31]. В процессе движения спускаемого аппарата в результате изменения с течением времени его состава могут изменяться его масса, положение центра масс внутри аппарата, моменты инерции и т. д. В процессе спуска вследствие деформации конструкции аппарата, абляции и сублимации теплозащитного покрытия изменяется внешняя конфигурация СА, меняются его аэродинамические коэффициенты.

Таким образом, спускаемый аппарат следует рассматривать как сложную систему с большим числом степеней свободы. При

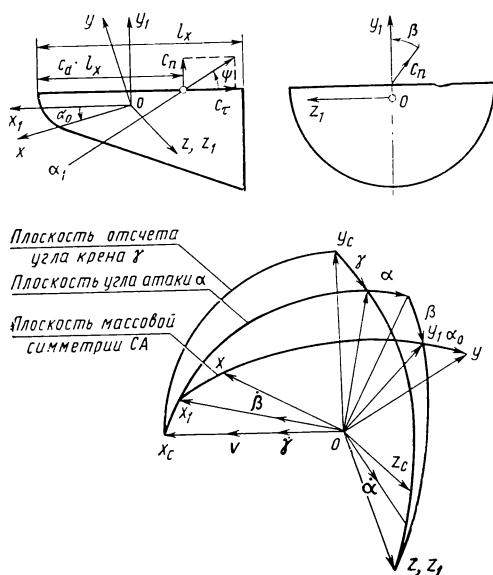
общей оценке динамических свойств СА допустимо принять упрощенную схему твердого тела переменного состава постоянной конфигурации и при определении внешних сил учитывать лишь силы инерции переносного движения и кориолисовы силы. При исследовании устойчивости движения СА необходимо учитывать деформацию конструкции, колебание жидких наполнителей, изменение аэродинамических коэффициентов в результате изменения внешней конфигурации аппарата и т. д.

Как известно, движение СА, отождествляемого с твердым телом, описывается системой шести дифференциальных уравнений равновесия сил и моментов. При исследовании траекторий движения СА воспользуемся гипотезой стационарности, в соответствии с которой при определении внешних сил, действующих на СА при спуске, неустановившийся характер движения не учитывается и считается, что движение является установившимся с постоянными значениями кинематических параметров, равными их мгновенным значениям. Таким образом, траектории движения СА можно определить, исследуя только три уравнения равновесия сил в проекции на координатные оси, что значительно упрощает решение задачи. При исследовании вопросов устойчивости и управляемости необходимо рассматривать уравнения сил и моментов совместно.

Рассмотрим подход к составлению уравнений движения СА в общем случае. Абсолютное движение СА удобно рассматривать состоящим из двух движений: из абсолютного движения центра масс и вращательного движения аппарата относительно поступательно движущейся системы осей координат, начало которой находится в центре масс СА.

Спускаемые аппараты, обладающие аэродинамическим качеством, обычно имеют плоскость массовой симметрии, проходящую через продольную ось геометрической симметрии и центр масс СА. Оси связанной системы координат $ox_1y_1z_1$ наведем параллельно осям симметрии СА так, чтобы плоскость ox_1y_1 совпадала с плоскостью массовой симметрии СА, а ось ox_1 была параллельна продольной оси аппарата (рис. 5.1). Управляющие моменты, создаваемые двигателями стабилизации и реактивными соплами, необходимые для изменения угла атаки, направлены по осям системы координат $oxyz$, повернутым относительно связанных осей аппарата на угол α_0 .

Аэродинамические силы, действующие на СА, будем определять в полускоростной системе осей координат $ox_cy_cz_c$, начало которой находится в центре масс СА, ось ox_c направлена по вектору скорости \mathbf{v} , ось oy_c — по векторному произведению $\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_{вх}$, а ось az_c образует правую систему. За угол атаки α принимается угол между вектором скорости \mathbf{v} и осью ox_1 . Плоскость угла атаки при поступательном движении СА является мгновенной плоскостью аэродинамической симметрии и содержит главный вектор аэродинамической силы \mathbf{R}_a . Угол крена γ есть угол между плоскостью ox_cy_c и плоскостью угла атаки. Угол β определяет поворот плоскости ox_1y_1 относительно плоскости угла атаки.



5.1. Схема отсчета углов атаки и крена

ки отрицательна в соответствии с наличием статической устойчивости.

Для определения производных по времени от углов α , γ и β имеем

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \omega_x \sin \beta \sin \alpha_0 + \omega_y \sin \beta \cos \alpha_0 + \omega_z \cos \beta; \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{\sin \alpha} (-\omega_x \cos \beta \sin \alpha_0 - \omega_y \cos \beta \cos \alpha_0 + \omega_z \sin \beta); \\ \dot{\beta} &= \omega_x (\operatorname{ctg} \alpha \cos \beta \sin \alpha_0 + \cos \alpha_0) + \\ &+ \omega_y (\operatorname{ctg} \alpha \cos \beta \cos \alpha_0 - \sin \alpha_0) - \omega_z \sin \beta \operatorname{ctg} \alpha.\end{aligned}\quad (5.1.2)$$

Компоненты суммарного аэродинамического момента в системе координат $oxyz$ определяются следующим образом:

$$\begin{aligned}M_{ax} &= [-c_n(\alpha)(\bar{y}_{\pi 1} \cos \alpha_0 - \bar{x}_{\pi 1} \sin \alpha_0) \sin \beta + m_x] qSl + M_{\pi x}; \\ M_{ay} &= [c_n(\alpha)(\bar{x}_{\pi 1} \cos \alpha_0 + \bar{y}_{\pi 1} \sin \alpha_0) \sin \beta + m_y] qSl + M_{\pi y}; \\ M_{az} &= [c_\tau(\alpha) \bar{y}_{\pi 1} + c_n(\alpha) \bar{x}_{\pi 1} \cos \beta + m_z] qSl + M_{\pi z},\end{aligned}\quad (5.1.3)$$

где m_x , m_y , m_z — коэффициенты возмущающего аэродинамического момента; S , l — характерные площадь и размер СА; $\bar{x}_{\pi 1}$, $\bar{y}_{\pi 1}$, $\bar{z}_{\pi 1}$ — безразмерные коэффициенты центра давления в системе координат $ox_1y_1z_1$ ($\bar{x}_{\pi 1} = x_{\pi 1}/l$ и т. д.).

В работе [46] рассмотрено управление углом атаки СА посредством изменения центровки (при поступательном и вращательном

Суммарный момент определяется соотношением

$$M = M_a + M_R, \quad (5.1.1)$$

где $M_a = r_d \times R_a + M_v + M_d$ — момент от аэродинамических сил (M_v — возмущающий аэродинамический момент (из-за уноса ТЗП); M_d — демфирующий аэродинамический момент; r_d — радиус-вектор центра давления СА; M_R — момент от реактивных сил.

Аэродинамический момент будем определять в предположении стационарности обтекания СА набегающим потоком воздуха. На балансировочном угле атаки $\alpha = \alpha_{\text{бал}}$ момент силы R_a относительно центра масс равен нулю, а производная момента по углу атаки

перемещении подвижной массы). Показано, что наиболее рациональной для управления углом атаки (с точки зрения эффективности управляющего органа, весовых затрат и мощности) представляется комбинированная система, состоящая из механизма изменения статической моментной характеристики и реактивных органов. В такой системе управление углом крена и демпфирование колебаний осуществляется реактивными органами, а обработка навигационного сигнала — посредством перемещения подвижного элемента.

Уравнение движения СА в векторной форме можно записать следующим образом:

$$m\mathbf{a} = \mathbf{R} + \mathbf{P} + m\mathbf{a}_{\text{отн}} + m\mathbf{a}_{\text{кор}} \quad (5.1.4)$$

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}_{\Sigma}, \quad \mathbf{M}_{\Sigma} = \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}; \quad (5.1.5)$$

где $\mathbf{a} = d\mathbf{V}/dt$, $\mathbf{a}_{\text{отн}} = d\tilde{\mathbf{W}}/dt$, $\mathbf{a}_{\text{кор}} = 2[\boldsymbol{\omega}, \mathbf{W}]$ — соответственно абсолютное, относительное и кориолисово ускорения центра масс СА; \mathbf{R} и \mathbf{P} — равнодействующие внешних активных и реактивных сил; $\boldsymbol{\omega}$ — вектор угловой скорости вращения СА; \mathbf{W} — скорость центра масс по отношению к границам аппарата; \mathbf{J}^{-1} — обратная матрица тензора инерции; \mathbf{M}_{Σ} — вектор обобщенного момента; \mathbf{M} — главный момент внешних сил.

Движение центра масс СА практически удобно рассматривать в инерциальной геоцентрической системе осей координат $o\xi\zeta\eta$. Ось $o\xi$ лежит в плоскости экватора и направлена в точку весеннего равноденствия. Ось $o\eta$ направлена к северному полюсу, ось $o\zeta$ образует правую систему координат. Уравнения движения имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\xi} &= \frac{X_{\xi} + Y_{\xi} + Z_{\xi}}{m} + g_{\xi}, \quad \dot{\xi} = V_{\xi}; \\ \dot{V}_{\zeta} &= \frac{X_{\zeta} + Y_{\zeta} + Z_{\zeta}}{m} + g_{\zeta}, \quad \dot{\zeta} = V_{\zeta}; \\ \dot{V}_{\eta} &= \frac{X_{\eta} + Y_{\eta} + Z_{\eta}}{m} + g_{\eta}, \quad \dot{\eta} = V_{\eta}. \end{aligned} \quad (5.1.6)$$

Уравнения движения СА относительно центра масс будем рассматривать в системе координат $oxyz$. Имеем

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{J_x J_y}{J_x J_y - J_{xy}^2} \left[\frac{M_x}{J_x} - \frac{J_z - J_y}{J_x} \omega_y \omega_z - \frac{J_{xy}}{J_x} \omega_x \omega_z + \right. \\ &\quad \left. + \frac{J_{xy}}{J_x} \left(\frac{M_y}{J_y} - \frac{J_x - J_z}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{J_{xy}}{J_y} \omega_y \omega_z \right) \right]; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{J_x J_y}{J_x J_y - J_{xy}^2} \left[\frac{M_y}{J_y} - \frac{J_x - J_z}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{J_{xy}}{J_y} \omega_y \omega_z + \right. \end{aligned} \quad (5.1.7)$$

$$+ \frac{J_{xy}}{J_y} \left(\frac{M_x}{J_x} - \frac{J_z - J_y}{J_x} \omega_y \omega_z - \frac{J_{xy}}{J_x} \omega_x \omega_y \right) \Bigg];$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z} - \frac{J_y - J_x}{J_z} \omega_x \omega_y + \frac{J_{xy}}{J_z} (\omega_x^2 - \omega_y^2).$$

Интегрирование систем уравнений (5.1.6) и (5.1.7) с учетом (5.1.2) и (5.1.3) при заданных начальных условиях полностью определяет движение центра масс СА и движение СА относительно центра масс.

Определим проекции ускорения силы тяжести с учетом нецентральности поля тяготения:

$$g_\xi = \left[\frac{\varepsilon}{r^4} \left(5 \frac{\eta^2}{r^2} - 1 \right) - \frac{\mu}{r^2} \right] \frac{\xi}{r}; \quad g_\zeta = \left[\frac{\varepsilon}{r^4} \left(5 \frac{\eta^2}{r^2} - 1 \right) - \frac{\mu}{r^2} \right] \frac{\zeta}{r};$$

$$g_\eta = \left[\frac{\varepsilon}{r^4} \left(5 \frac{\eta^2}{r^2} - 1 \right) - \frac{\mu}{r^2} - \frac{2\varepsilon}{r^4} \right] \frac{\eta}{r}.$$

Здесь $\varepsilon = \mu R_3^2 \left(\alpha - \frac{\omega_3^2 R_3}{2g_3} \right).$

Для Земли $R_3 = 6378,245$ км, $\mu = 398620$ км³/с²; $g_3 = 9,7830 \cdot 10^{-3}$ км/с², $\alpha = 1/298,3$; $\omega_3 = 7,2921 \cdot 10^{-5}$ 1/с.

Масса СА в процессе спуска из-за уноса ТЗП и расхода рабочего тела на управление и стабилизацию является сугубо переменной величиной. Определим проекции аэродинамических сил на оси инерциальной системы координат $o\xi\zeta\eta$.

Известно, что

$$X = c_x(\alpha) \frac{\rho v^2}{2} S; \quad Y = c_y(\alpha) \frac{\rho v^2}{2} S; \quad Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S,$$

где \mathbf{v} — вектор скорости аппарата относительно атмосферы,

$$\mathbf{v} = \mathbf{V} - \boldsymbol{\omega}_3 \times \mathbf{r};$$

\mathbf{r} — радиус-вектор центра масс аппарата,

$$r = \sqrt{\xi^2 + \zeta^2 + \eta^2}, \quad \rho = \rho(H), \quad H = r - R_3, \quad R_3 = R_3 \left(1 - \alpha \frac{\eta^2}{r^2} \right).$$

При управлении СА путем изменения угла крена γ , т. е. при развороте аппарата относительно вектора текущей скорости, проекции аэродинамических сил на оси скоростной системы координат запишем следующим образом:

$$X = c_x(\alpha) \frac{\rho v^2}{2} S; \quad Y = c_y(\alpha) \frac{\rho v^2}{2} S \cos \gamma; \quad Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S \sin \gamma.$$

Проекции аэродинамических сил на оси инерциальной системы осей координат есть:

$$X_\xi = -X l_\xi, \quad Y_\xi = Y m_\xi, \quad Z_\xi = Z n_\xi;$$

$$X_\zeta = -X l_\zeta, \quad Y_\zeta = Y m_\zeta, \quad Z_\zeta = Z n_\zeta;$$

$$X_{\eta} = -Xl_{\eta}, \quad Y_{\eta} = Ym_{\eta}, \quad Z_{\eta} = Zn_{\eta}.$$

Здесь

$$l_{\xi} = \frac{v_{\xi}}{v}; \quad m_{\xi} = l_{\eta}n_{\zeta} - l_{\zeta}n_{\eta};$$

$$l_{\zeta} = \frac{v_{\zeta}}{v}; \quad m_{\zeta} = l_{\xi}n_{\eta} - l_{\eta}n_{\xi};$$

$$l_{\eta} = \frac{v_{\eta}}{v}; \quad m_{\eta} = l_{\zeta}n_{\xi} - l_{\xi}n_{\zeta},$$

$$\text{где} \quad n_{\xi} = \frac{g_{\zeta}v_{\eta} - g_{\eta}v_{\zeta}}{\sqrt{(g_{\zeta}v_{\eta} - g_{\eta}v_{\zeta})^2 + (g_{\eta}v_{\xi} - g_{\xi}v_{\eta})^2 + (g_{\xi}v_{\zeta} - g_{\zeta}v_{\xi})^2}};$$

$$n_{\zeta} = \frac{g_{\eta}v_{\xi} - g_{\xi}v_{\eta}}{\sqrt{(g_{\zeta}v_{\eta} - g_{\eta}v_{\zeta})^2 + (g_{\eta}v_{\xi} - g_{\xi}v_{\eta})^2 + (g_{\xi}v_{\zeta} - g_{\zeta}v_{\xi})^2}};$$

$$n_{\eta} = \frac{g_{\xi}v_{\zeta} - g_{\zeta}v_{\xi}}{\sqrt{(g_{\zeta}v_{\eta} - g_{\eta}v_{\zeta})^2 + (g_{\eta}v_{\xi} - g_{\xi}v_{\eta})^2 + (g_{\xi}v_{\zeta} - g_{\zeta}v_{\xi})^2}}.$$

Проекции текущей скорости СА на оси инерциальной системы координат соответственно равны

$$v_{\xi} = V_{\xi} + \omega_3 \zeta; \quad v_{\zeta} = V_{\zeta} - \omega_3 \xi; \quad v_{\eta} = V_{\eta}.$$

Зная координаты и составляющие скорости аппарата в инерциальной системе осей координат $O\xi\xi\eta$, нетрудно получить текущие географические координаты и кинематические параметры траектории в процессе спуска:

широта

$$\varphi = \psi + \alpha \sin 2\psi, \quad \psi = \arcsin \frac{\eta}{r};$$

долгота

$$\lambda = \alpha^* - \omega_3 t, \quad \alpha^* = \arcsin \frac{\zeta}{\sqrt{\xi^2 + \zeta^2}};$$

угол наклона траектории к местному горизонту

$$\theta = -\arcsin \frac{g_{\xi}v_{\xi} + g_{\zeta}v_{\zeta} + g_{\eta}v_{\eta}}{gv};$$

угловая дальность полета без учета вращения атмосферы

$$\Phi = \arccos \frac{\xi_0 \xi + \zeta_0 \zeta + \eta_0 \eta}{r_0 r};$$

дальность по поверхности Земли

$$L = \Phi R_3,$$

где R_3 — средний радиус Земли ($R_3 = 6371,21$ км);

текущий азимут спускаемого аппарата

$$\cos A = \frac{v\eta}{v \cos \theta \cos \varphi}; \quad \sin A = \frac{\dot{\lambda} r \cos \psi}{v \cos \theta}.$$

где

$$\dot{\lambda} = \frac{\xi \dot{v}_\zeta - \zeta \dot{v}_\xi}{\xi^2 + \zeta^2}.$$

Иногда необходимо определить плоскость орбиты спускаемого аппарата на внеатмосферном участке и некоторые кинематические параметры траектории спуска относительно этой плоскости. Плоскость орбиты определяется двумя векторами \mathbf{r}_0 и \mathbf{V}_0 , где \mathbf{r}_0 и \mathbf{V}_0 — соответственно радиус-вектор аппарата и его инерциальная скорость в некоторой точке на внеатмосферном участке траектории. Уравнение плоскости орбиты СА в системе $o\xi\zeta\eta$ есть:

$$A_0\xi + B_0\zeta + C_0\eta = 0,$$

$$\text{где } A_0 = \frac{\zeta_0 V_{0\eta} - \eta_0 V_{0\zeta}}{r_0 V_0}; \quad B_0 = \frac{\eta_0 V_{0\xi} - \xi_0 V_{0\eta}}{r_0 V_0}; \quad C_0 = \frac{\xi_0 V_{0\zeta} - \zeta_0 V_{0\xi}}{r_0 V_0}.$$

Угол между вектором относительной скорости аппарата и плоскостью орбиты

$$\sin \varepsilon_y = \frac{A_0 v_\xi + B_0 v_\zeta + C_0 v_\eta}{v \sqrt{A_0^2 + B_0^2 + C_0^2}}.$$

Точно также нетрудно записать выражение для угла между плоскостью орбиты и радиусом-вектором точки посадки:

$$\sin \tilde{\varphi} = \frac{A_0 \xi_k + B_0 \zeta_k + C_0 \eta_k}{r_k \sqrt{A_0^2 + B_0^2 + C_0^2}}.$$

Для получения дальности полета с учетом вращения планеты необходимо пересчитать координаты аппарата во вращающуюся планетоцентрическую систему координат $ox'y'z'$:

$$x' = \xi \cos(\lambda'_0 + \omega_3 t) + \zeta \sin(\lambda'_0 + \omega_3 t);$$

$$y' = -\xi \sin(\lambda'_0 + \omega_3 t) + \zeta \cos(\lambda'_0 + \omega_3 t);$$

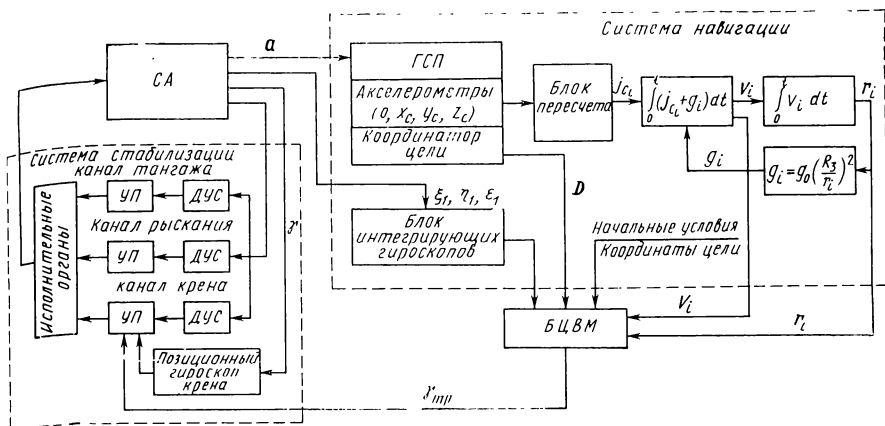
$$z' = \eta,$$

где λ'_0 — угол между осями $o\xi$ и ox' в момент времени $t=0$. Тогда

$$\Phi = \arccos \frac{x'_0 x' + y'_0 y' + z'_0 z'}{r_0 r}$$

и соответственно $L = R_3 \Phi$.

При записи уравнений движения СА в планетоцентрической экваториальной вращающейся системе осей координат $ox'y'z'$, считая, что в момент $t=t_0$ она совпадает с инерциальной системой $o\xi\zeta\eta$,



5.2. Структурная схема системы управления

необходимо к правым частям системы (5.1.6) добавить ускорение переносного движения и кориолисово ускорение. Уравнения движения будут иметь вид

$$\dot{v}_{x'} = \frac{X_{\xi} + Y_{\xi} + Z_{\xi}}{m} + g_{\xi} + \omega_3^2 x' + 2\omega_3 v_{y'};$$

$$\dot{v}_{y'} = \frac{X_{\zeta} + Y_{\zeta} + Z_{\zeta}}{m} + g_{\zeta} + \omega_3^2 y' - 2\omega_3 v_{x'};$$

$$\dot{v}_{z'} = \frac{X_{\eta} + Y_{\eta} + Z_{\eta}}{m} + g_{\eta};$$

$$\dot{x}' = v_{x'}, \quad \dot{y}' = v_{y'}, \quad \dot{z}' = v_{z'}.$$

Величины, входящие в данную систему, определяются по формулам, приведенным выше.

Приведенные уравнения движения СА могут быть использованы в наземных вычислительных комплексах для расчета траекторий движения СА на атмосферном участке спуска.

Для расчета траекторий движения СА с помощью бортовых ЭВМ могут быть использованы уравнения вида (5.1.8), полученные в работах [34, 39, 51], которые были опробированы расчетами и показали приемлемую точность при проведении расчетов траекторий СА с прогнозированием точки посадки.

Примерная структурная схема СУС с использованием БЦВМ приведена на рис. 5.2.

Рациональными методами численного интегрирования уравнений движения на борту являются модифицированный метод Эйлера или метод Адамса третьего порядка с шагом интегрирования 10 с [34, 38].

В инерциальной планетоцентрической системе осей координат $oxyz$ уравнения движения СА запишутся следующим образом (в обозначениях работы [34]):

$$\begin{aligned}\frac{d\alpha}{d\varphi} &= -\alpha[\theta(1-2\alpha) - 2c\xi r]; & \frac{d\xi}{d\varphi} &= v\xi r\theta; \\ \frac{d\theta}{d\varphi} &= 1 - \alpha + \chi c\xi r; & \frac{d\eta}{d\varphi} &= \psi; \\ \frac{dr}{d\varphi} &= r\theta; & \frac{d\psi}{d\varphi} &= -\alpha\eta + c\xi r\chi_z; \\ \alpha &= \frac{\mu}{rv^2}; & \xi &= e^{vr}; & r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; & \psi &= \frac{v_z}{v}, \\ \eta &= \frac{z}{r}; & \theta &= \arcsin \frac{(v, r)}{vr}; & x &= r \cos \varphi; \\ y &= r \sin \varphi, & \chi_z &= K \sin \varphi,\end{aligned}\tag{5.1.8}$$

где φ — угловая дальность; c — баллистический коэффициент СА; v — отношение логарифма плотности атмосферы к высоте; z — боковое отклонение; μ — произведение массы Земли на постоянную тяготения; χ — аэродинамическое качество СА в вертикальной плоскости.

Плоскость $хоу$ совпадает с плоскостью орбиты входа. В этой системе $\operatorname{tg} \theta$ заменен на θ , $\cos \theta \approx 1$, отброшены члены вида $z\theta$ и $v_z\theta$.

В работе [34] приведены также уравнения движения СА с учетом нецентральности поля тяготения и вращения Земли. В работе [38] проанализированы потребные ресурсы БЦВМ при использовании одного из алгоритмов работы системы управления спуском.

5.2. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ НА АВТОНОМНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

Основными задачами управления при прямом спуске СА с большими начальными скоростями входа являются обеспечение надежного захвата СА атмосферой, выполнение ограничений по величине перегрузок, действующих на СА, и приведение аппарата в заданную точку посадки. Решение первых двух задач может быть сведено к выдерживанию требуемого режима изменения перегрузки в процессе спуска, в частности, к выдерживанию требуемого изоперегрузочного режима (см. гл. 3). Как указывалось ранее (см. гл. 1), для обеспечения возвращения экипажей космических аппаратов со скоростями $V_{\text{вх}} > 13$ км/с необходимы спускаемые аппараты, обладающие большим аэродинамическим качеством, нежели аппараты типа «Союз» и «Аполлон». Надежное решение задачи спуска при входе СА в атмосферу с гиперболическими скоростями достигается путем использования комбинированного управления углом атаки и углом крена (α — γ -управление). При данном управ

лении вход в атмосферу осуществляется при максимальном значении коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_{y \max}$, а затем производится изменение угла атаки СА таким образом, чтобы при этом происходило уменьшение коэффициента сопротивления c_x . Эффективность управления тем больше, чем меньше величина $c_{x \min}$ и больше величина аэродинамического качества по сравнению с его значением при $c_y = c_{y \max}$. Такими свойствами обладает полара СА типа полуконус. Аппараты типа полуконус удобны для сочленения с современными типами носителей, системами аварийного спасения и обладают преимущенностью по отношению к современным аппаратам применительно к принципам управления, компоновки, оснащения и теплозащиты.

В качестве рассматриваемого СА был выбран полуконус с плоской верхней частью. (Эскиз СА и его аэродинамические характеристики приведены на рис. 1.5).

Для обеспечения аэродинамической затененности верхней плоской части СА принималось, что балансирующий угол атаки может выбираться в диапазоне от максимального значения $\alpha_{c_{y \max}} = 30^\circ$ до минимального значения $\alpha_* = \alpha_{\min} = 7^\circ$. Для обеспечения запаса на управление в процессе спуска значения c_y при проведении расчетов были уменьшены на 10% при неизменных значениях c_x .

В гл. 2 книги было подробно проанализировано несколько алгоритмов работы СУС. Из них алгоритм Iб основан на использовании только акселерометров и простейшего вычислительного устройства. Алгоритм IV требует вычисления на борту некоторых параметров движения СА, в частности dn/dv , d^2n/dv^2 , θ , $d\theta/dv$, т. е. наличие БЦВМ. Подробный анализ этих алгоритмов показал, что алгоритм Iб целесообразно использовать в качестве аварийного, а алгоритм IV — в качестве штатного алгоритма СУС.

Ниже приведены основные зависимости штатного алгоритма СУС. Вывод этих зависимостей с учетом уноса ТЗП приведен в разд. 2.5.

Траекторию спуска СА условно разобьем на четыре основных участка (см. рис. 2.3):

I — 1—2 — участок, на котором уточняются условия входа СА и определяется требуемая программа управления.

II — 2—2' — участок плавного выведения СА на заданное значение перегрузки ($dn/dv = 0$ при $n = n_d$, n — полная перегрузка, действующая на СА).

III — 2'—3 — участок выдерживания заданного значения перегрузки, причем предполагается, что это значение может изменяться в процессе спуска (из условия обеспечения необходимой дальности полета и допустимой дозы перегрузки).

IV — 3—4 — конечный участок спуска.

На участке 1—2 движение СА происходит с постоянными значениями углов атаки и крена, определяемыми до входа СА в атмосферу. Независимо от условий входа $\alpha_0 = \alpha_{c_{y \max}}$. Выбор начального значения угла крена γ_0 производится на основании данных о высоте условного перигея входа H_{π} . При проведении расчетов

предварительно полагалось, что при входе в районе нижней границы коридора входа $\gamma_0 = 0^\circ$, в районе верхней границы $\gamma_0 = 180^\circ$; в районе середины коридора $\gamma_0 = 90^\circ$.

На участке 1—2 вычисляются параметры A и T некоторой аппроксимирующей функции [47] и проверяется условие $n + \Delta n_{2-2'} \approx n_d$. В случае выполнения этого условия вычисление A и T прекращается, в полученные значения, обозначенные A_2 и T_2 , принимаются в качестве параметров аппроксимирующей функции и заносятся в запоминающее устройство БЦВМ.

На участке 2—2' вычисляются значения $n_{тр}$ и $n'_{тр} = dn_{тр}/d\gamma$. Полученные значения $n_{тр}$ и $n'_{тр}$ используются для формирования команд управления по каналам углов атаки и крена соответственно. Для определения закона изменения угла атаки использовались соотношения

$$\frac{n}{n_{тр}} = \frac{c_R}{c_{Rтр}}; \quad c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}.$$

С учетом дискретности формирования команды управления по углу атаки получим выражение

$$\Delta c_R = \frac{\Delta n_{уп}}{n_{тр}} c_R,$$

где $\Delta n_{уп} = n_{тр} - n$ — отклонение перегрузки, компенсируемое при управлении углом атаки СА.

Для получения плавного выхода на заданное значение перегрузки потребуем выполнения условия $n' - n'_{тр} = 0$. Выполнение этого условия можно обеспечить за счет изменения угла крена СА. Вычисляется требуемое для выполнения этого условия значение угла наклона траектории $\theta_{тр}$. С учетом дискретности управления по углу крена и для уменьшения перерегулирования по углу наклона траектории формирование управляющего воздействия по крену производилось в соответствии с выражением

$$\Delta \cos \gamma = \frac{\Delta \theta_{уп}}{n_x g K \ln \frac{V_i}{V_{i-1}}} + \xi \dot{\theta},$$

где $\Delta \theta_{уп} = \theta - \theta_{тр} + \xi \dot{\theta}_{ц}$; ξ — коэффициент, значение которого выбирается при проведении численных расчетов; $t_{ц}$ — величина интервала повторения команды управления.

Алгоритм позволяет производить перераспределение управления между каналами формирования углов атаки и крена, что дает возможность изменять в процессе спуска значение потребной перегрузки.

На участке 2'—3 при работе БЦВМ из запоминающего устройства поступают значения $n_{тр}$ и происходит полет по изоперегрузочной траектории.

Оценка возможностей алгоритма α — γ -управления проводилась на основании результатов численных расчетов траекторий управляемого спуска на ЭВМ.

Рассмотрим некоторые результаты расчетов, которые касаются выбора коэффициента ξ , учета ограничения по α и γ и уточнения заданного характера изменения угла атаки из условия уменьшения аэродинамического нагрева.

Выбор коэффициента ξ . Коэффициент ξ вводится для уменьшения перегрузивания кинематических параметров траектории на участке до достижения первого максимума по углу наклона траектории. В дальнейшем устанавливается $\xi=0$.

Для выбора величины ξ были рассчитаны траектории управляемого спуска при $V_{вх}=16$ км/с и значениях ξ от -20 до -120 с для трех значений высот условного перигея: $H_{\pi}=37, 55$ и 69 км. Результаты расчетов приведены в табл. 5.1. Анализ результатов показал, что с увеличением ξ возрастает максимальное значение перегрузки при спуске в пределах всей ширины коридора входа, за исключением района верхней границы, где на участке II до первого максимума $\theta \gamma_{тр}=\gamma_{\max}=180^\circ$. При $|\xi|<40$ с СА рикошетирует. На рис. 5.3, 5.4 приведены графики изменения управляющих функций и основных параметров траекторий спуска для двух граничных высот условного перигея и двух значений $\xi=-80$ и -120 с. Видно, что при больших значениях $|\xi|$ колебательность угла γ несколько меньше.

Для того, чтобы определить характер влияния коэффициента ξ на параметры траектории при наличии управления по дальности спуска, были рассчитаны граничные траектории спуска при $L_{тр}$ в диапазоне от 3000 до 10 000 км при двух значениях ξ : -80 и -120 с. Из расчетов следует, что по дозам перегрузки и максимальным значениям перегрузки несколько предпочтительнее значение ξ , примерно равное -80 с.

Таким образом, совокупное рассмотрение всех вышеприведенных факторов показывает, что коэффициент ξ можно выбирать в диапазоне от -80 до -120 с. В дальнейшем основные расчеты проводилось при $\xi=-80$ с. Совершенно недопустимо значение $|\xi|<40$ с. При значении $|\xi|\geq 180...200$ с в процессе выхода на изоперегрузочный режим имеет место перегрузивание по перегрузке, достигающее 1...2 ед.

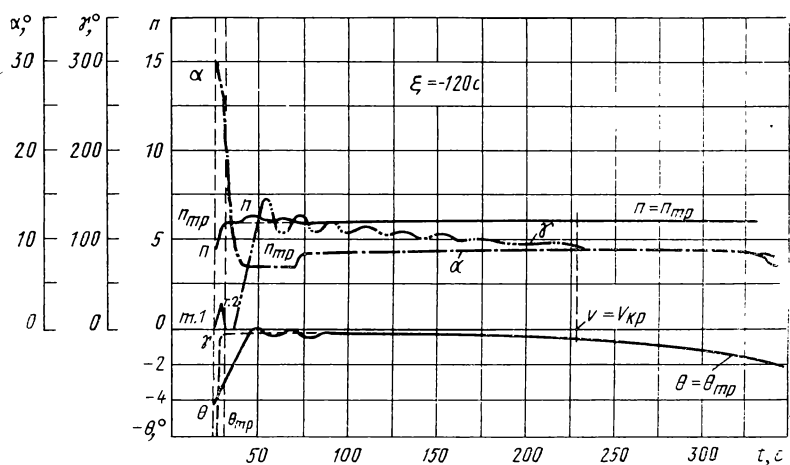
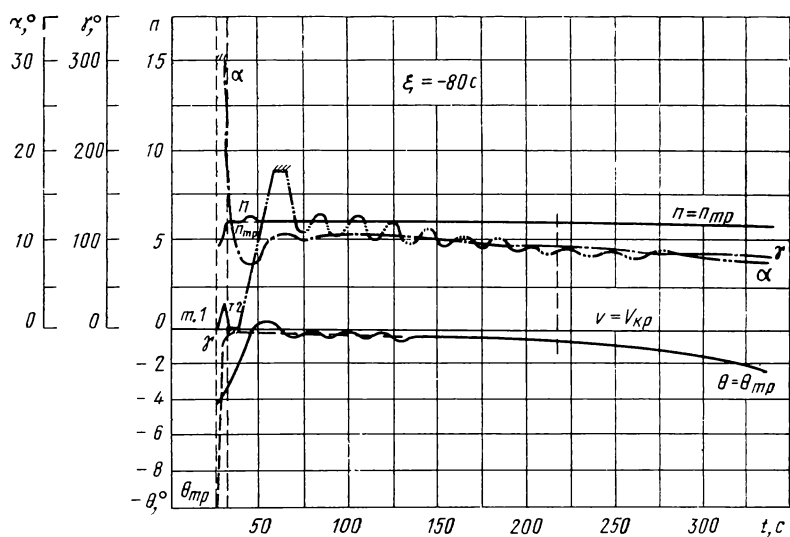
Уточнение закона регулирования угла атаки. Одним из условий, позволяющих облегчить тепловой режим СА в процессе спуска, является регулирование угла атаки на наиболее протяженном участке III траектории. Потребное значение угла атаки можно получить за счет перераспределения управления между каналами формирования углов атаки и крена. Такое перераспределение можно обеспечить смещением значения $\theta_{тр}$ при формировании $\Delta\theta_{уп}$ в виде

$$\theta_{тр}^* = \frac{c_R}{c_{R*}} \theta_{тр},$$

Величина коридора входа $H_{\text{ж}}$, км	ξ , с	Параметры				
		t , с	v , км/с	H , км	$\theta_{\text{тр}}$, °	θ , °
37	—40	0	16,00	110,0	—	—7,48
		26	15,84	66,4	—10,45	—4,29
		30	15,70	62,6	—0,32	—3,60
		45 205	15,10 8,11	55,6 48,1	—0,13 —0,70	—0,30 —0,66
	—120	45 230	15,10 8,08	55,3 46,0	—0,13 —0,52	—0,14 —0,53
55	—180	0	16,00	110,0	—	—6,49
		33,5	15,76	66,2	—7,09	—2,90
		37,5	15,59	63,2	—0,36	—2,64
		85 150	13,62 10,84	52,4 49,4	—0,16 —0,26	—0,22 —0,26
	—140	70 150	14,32 11,26	54,3 50,8	—0,15 —0,24	—0,21 —0,24
	—120	70 235	14,33 8,07	54,8 46,0	—0,15 —0,52	—0,18 —0,53
	—60	225	8,17	46,9	—0,57	—0,56
	—40	214	8,05	47,6	—0,68	—0,71
	—20					Рико
69	—40	0	16,00	110,0	—	—5,60
		51	15,50	65,9	—3,24	—1,32
		67	14,80	60,5	—0,30	—1,13
		220	8,04	48,0	—0,72	—0,67
	—120	220	8,04	48,0	—0,72	—0,67

Таблица 5.1

траектории					Примечания
$n_{тр}$	n	K	$\alpha, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	
—	0	0,600	30,0	0	Вход в атмосферу Начало управле- ния Начало изопере- грузки n_{max} $v \approx V_{кр}$
4,43	4,43	0,600	30,0	0	
6,00	5,93	0,722	24,9	22,7	
6,00	6,10	1,200	7,0	43,3	
6,00	6,00	1,00	13,3	94,0	
6,00	6,31	1,200	7,0	85,0	n_{max} $v \approx V_{кр}$
6,00	6,00	1,13	8,9	92,0	
—	0,00	0,60	30,0	90,0	Вход в атмосферу Начало управле- ния Начало изопере- грузки n_{max}
4,51	4,51	0,60	30,0	90,0	
6,00	5,90	0,66	27,6	130,0	
6,00	7,18	1,20	7,0	110,0	
6,00	6,59	1,20	7,0	101,0	
6,00	6,33	1,20	7,0	116,0	n_{max}
6,00	6,00	1,20	7,0	103,6	
6,00	6,04	1,20	7,0	118,5	n_{max} $v \approx V_{кр}$
6,00	6,00	1,13	8,9	91,6	
6,00	6,00	1,09	10,3	92,7	$v \approx V_{кр}$
6,00	5,99	1,03	12,5	90,0	$v \approx V_{кр}$
шет					
—	0,00	0,60	30,0	180,0	Вход в атмосферу Начало управле- ния Начало изопере- грузки $v \approx V_{кр}$
4,51	4,51	0,60	30,0	180,0	
6,00	6,00	0,81	21,4	95	
6,00	6,00	1,00	13,3	91	
6,00	6,00	1,00	13,3	91	$v \approx V_{кр}$

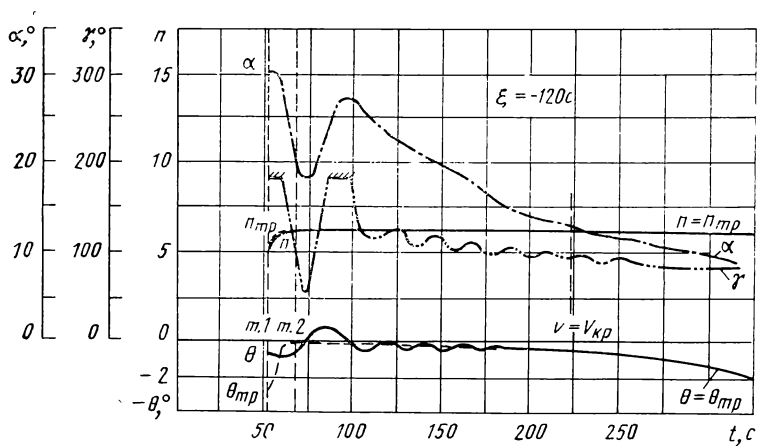
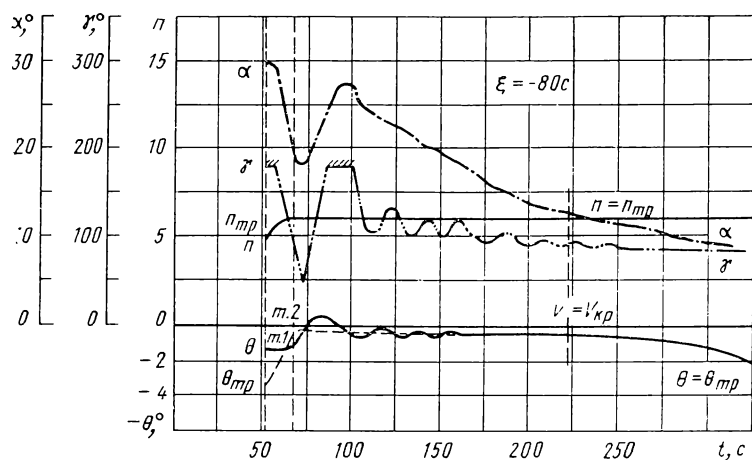


5.3. Зависимость параметров траектории от времени спуска при различных значениях коэффициента ξ ($H_{\pi} = 37$ км, $V_{вх} = 16$ км/с, $\gamma_0 = 0^\circ$, $\alpha_* = 7^\circ$)

где c_{R*} соответствует значению α_* , к которому требуется сводить угол атаки СА; c_R соответствует текущему значению угла атаки.

За минимальное значение угла атаки принимался $\alpha_{\min} = 7^\circ$. Это значение α_{\min} еще обеспечивает «затененность» верхней плоской части СА типа полуконус.

Для определения влияния «принудительного» регулирования α на изоперегрузочном участке траектории был произведен расчет траекторий спуска при различных значениях H_{π} .



5.4. Зависимость параметров траектории от времени спуска при различных значениях коэффициента ξ ($H_{\pi} = 69$ км, $V_{вх} = 16$ км/с, $\gamma_0 = 180^\circ$, $\alpha_* = 7^\circ$)

Результаты расчетов показали, что при выдерживании $n = n_d = \text{const}$ «принудительное» регулирование α слабо влияет на изоперегрузочный процесс. В районе нижней границы и середины коридора входа на всем изоперегрузочном участке траектории угол атаки лежит в диапазоне $8 \dots 10^\circ$. Вблизи верхней границы угол атаки в процессе полета монотонно уменьшается от α_{\max} до α_{\min} .

Картина существенно меняется при введении управления по дальности на участке III траектории. Управление по дальности требует выдерживания уровня перегрузки, отличного от допустимого значения, или регулирования перегрузки для обеспечения полета на заданную дальность. Как показали результаты расчетов, в районе верхней границы коридора входа введение «принудительного» регулирования α на участке траектории с управлением по дальности

сти (при $L_{\text{тр}} \geq 5000$ км) приводит к рикошетируванию аппарата. Это объясняется тем, что при таком регулировании угла атаки $\Delta\theta_{\text{тр}}$ к моменту начала управления по дальности принимает большие отрицательные значения, что вызывает интенсивное уменьшение $\gamma_{\text{тр}}$ при значительном уменьшении $n \rightarrow n_{\text{тр}}(L_{\text{тр}})$, при этом резко нарушаются условия захвата и СА рикошетирует.

Таким образом, при входе СА в атмосферу в районе верхней границы коридора регулирование угла атаки для уменьшения теплового нагрева необходимо производить с учетом условия захвата СА атмосферой.

Учет ограничения $\ddot{\alpha}$ и $\ddot{\gamma}$. При расчете траекторий спуска на управляющие параметры накладывались следующие ограничения:

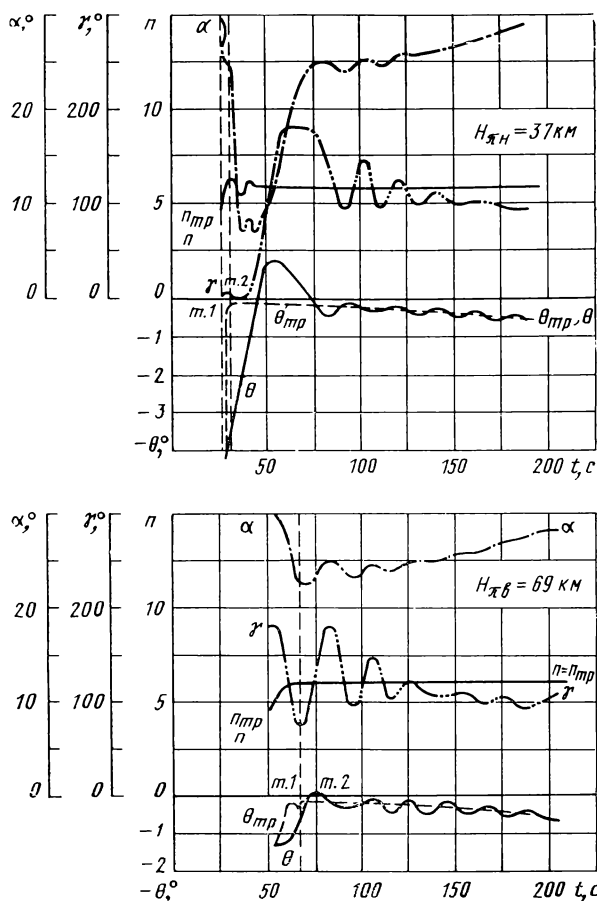
$$7^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ \quad |\dot{\alpha}| \leq 3^\circ/\text{с};$$

$$0^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ \quad |\dot{\gamma}| \leq 10^\circ/\text{с}.$$

Для определения минимально допустимых значений $\ddot{\alpha}_{\text{д min}}$ и $\ddot{\gamma}_{\text{д min}}$, обеспечивающих приемлемые параметры траекторий спуска, была проведена серия расчетов траекторий при различных значениях α и γ ($V_{\text{вх}} = 16$ км/с, $\xi = -80$ с, $n_{\text{д}} = 6$). Результаты расчетов сведены в табл. 5.2...5.4.

Т а б л и ц а 5.2

$\ddot{\alpha}_{\text{д}}, 1/\text{с}^2$	$\ddot{\gamma}_{\text{д}}, 1/\text{с}^2$	Характер- ные точки траектории	Параметры траектории								Примечание
			$t, \text{с}$	$V, \text{км/с}$	$H, \text{км}$	$\theta_{\text{ТР}}, ^\circ$	$\theta, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	n	$\alpha, ^\circ$	
8	8	т. 2	67	14,79	61,3	-0,17	-0,51	96,6	6,0	23,5	Начало изоперегрузочного участка (уч. III); СА достигает т. 3; $n_{\text{III}} < 10$; $H_{\text{III}} < 80 \text{ км}$
0,05	0,15	т. 2	67	14,79	61,3	-0,17	-0,52	94,6	6,0	23,6	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ СА рикошетирует
	0,10	т. 2	67	14,79	61,3	-0,17	-0,50	81,5	6,0	23,4	
	0,05	т. 2	67	14,79	61,1	-0,17	-0,61	70,7	6,0	22,6	
	0,04	т. 2	67	14,79	61,0	-0,17	-0,66	64,9	6,0	22,3	
			111	13,58	80,2	-0,22	3,16	180,0	0,4	30,0	
0,01	0,10	т. 2	67	14,79	61,2	-0,17	-0,50	81,5	6,0	23,4	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$ $\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_{\text{д}}$
	0,05	т. 2	67	14,79	61,2	-0,17	-0,61	70,7	6,0	22,6	
	0,04	т. 2	67	14,79	61,0	-0,17	-0,66	64,9	6,0	22,3	
			111	13,58	80,2	-0,22	3,16	180,0	0,4	30,0	



5.5. Зависимость параметров траектории от времени спуска при $V_{вх} = 16 \text{ км/с}$, $\ddot{\alpha}_d = 0,01 \text{ 1/с}^2$, $\ddot{\gamma}_d = 0,05 \text{ 1/с}^2$

В табл. 5.2 приведены данные для определения минимально допустимых значений $\ddot{\alpha}$, $\ddot{\gamma}$ для верхней границы коридора ($H_{\pi} = 69 \text{ км}$), а в табл. 5.3 — для середины коридора ($H_{\pi} = 55 \text{ км}$). В табл. 5.4 приведены данные расчетов траекторий при различных значениях γ_0 и минимально допустимых значениях $\ddot{\alpha}$ и $\ddot{\gamma}$ ($\ddot{\alpha}_{d \min} = 0,01 \text{ 1/с}^2$, $\ddot{\gamma}_{d \min} = 0,05 \text{ 1/с}^2$) для середины коридора входа. Характер изменения параметров для двух граничных траекторий спуска показан на рис. 5.5.

Канал угла атаки

Ограничение по $\ddot{\alpha}$, $\ddot{\alpha}$ и $\ddot{\alpha}$ эквивалентно ограничению по c_R , \dot{c}_R и \ddot{c}_R . В диапазоне $7^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ можно считать зависимость $c_R(\alpha)$ линейной, что позволяет вести учет ограничений следующим образом:

Таблица 5.3

$\ddot{\alpha}_д, 1/c^2$	$\dot{\gamma}_д, 1/c^2$	Характер- ные точки траектории	Параметры траектории							Примечания	
			t, c	$v, км/с$	$H, км$	$\theta_{тр}, ^\circ$	$\theta, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	n		$\alpha, ^\circ$
∞	∞	т. 2	38	15,59	63,2	-0,16	-2,53	86	5,9	27,7	Начало изоперегрузочного участка (уч. III) СА достигает т. 3; $n_{III} < 10$; $H_{III} < 80 км$
0,05	0,05	т. 2	38 115	15,59 13,30	63,2 80,2	-0,16 -0,23	-2,54 2,67	101 180	5,9 0,4	27,4 30,0	
0,04	0,05	т. 2	38 115	15,59 13,30	63,2 80,2	-0,16 -0,23	-2,54 2,67	101 180	5,9 0,4	27,4 30,0	$\ddot{\gamma}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\gamma}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
0,03	0,05	т. 2	38 115	15,59 13,30	63,2 80,2	-0,16 -0,23	-2,54 2,67	101 180	5,9 0,4	27,4 30,4	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д$ $\ddot{\gamma}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
0,02	0,05	т. 2	38 115	15,59 13,29	63,2 80,1	-0,16 -0,23	-2,54 2,65	101 180	6,0 0,4	27,8 30,0	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\gamma}=\ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
0,01	0,05	т. 2	38 100	15,59 13,69	63,2 80,1	-0,16 -0,22	-2,54 3,02	101 180	6,0 0,5	27,8 30,0	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\gamma}=\ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
0,05	0,1	т. 2	38	15,59	63,2	-0,16	-2,55	99	5,9	27,3	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д$
0,02	0,1	т. 2	38	15,59	63,2	-0,16	-2,55	99	6,0	27,8	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
0,01	0,1	т. 2	38	15,59	63,2	-0,16	-2,55	99	6,0	27,7	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$
			128	12,98	80,1	-0,24	2,47	180	0,4	30,0	$\ddot{\gamma}=\dot{\gamma}_д, \ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha}=\ddot{\alpha}_д$

Таблица 5.4

$\gamma_0, ^\circ$	Характерные точки траектории	Параметры траектории								Примечания
		t, c	$v, км/с$	$H, км$	$\theta_{гp}, ^\circ$	$\theta, ^\circ$	$\gamma, ^\circ$	n	$\alpha, ^\circ$	
0	т. 2	44	15,30	63,1	-0,17	-0,37	69	5,9	28,3	Начало изоперегрузочного участка (III); $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ СА достигает т. 3 $n_{III} < 10$; $H_{III} < 80 км$
20	т. 2	44	15,34	62,9	-0,17	-0,70	69	5,9	27,5	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д$
40	т. 2	43	15,35	62,4	-0,17	-1,06	73	6,0	25,9	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
50	т. 2	40	15,47	62,9	-0,17	-1,52	76	6,2	28,1	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
60	т. 2	42	15,40	61,9	-0,16	-1,45	63	5,9	22,9	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		104	13,63	80,1	-0,22	2,70	180	0,5	30,0	
70	т. 2	38	15,55	63,2	-0,16	-2,10	88	6,0	28,1	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		116	13,31	80,3	-0,23	2,60	180	0,4	30,0	
80	т. 2	41	15,43	61,5	-0,16	-1,96	71	6,2	22,6	$\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		96	13,80	80,2	-0,21	3,00	180	0,5	30,0	
90	т. 2	38	15,59	63,2	-0,16	-2,54	101	6,0	27,8	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		100	13,69	80,1	-0,22	3,02	180	0,5	30,0	
110	т. 2	37	15,60	63,0	-0,16	-2,89	114	6,0	26,3	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		118	13,21	80,1	-0,23	2,69	180	0,4	30,0	
120	т. 2	36	15,62	63,2	-0,16	-3,06	124	6,0	27,2	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		114	13,25	80,0	-0,23	2,78	180	0,4	30,0	
180	т. 2	36	15,66	63,3	-0,16	-3,51	173	5,9	27,5	$\ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_д, \ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$ $\ddot{\alpha} = \ddot{\alpha}_д$
		50	15,02	51,1	-0,23	-2,14	35	10,3	7,0	

$$\dot{c}_{R\text{тр}} = \frac{\Delta c_{R\text{тр}}}{h}; (h - \text{шаг интегрирования})$$

$$\dot{c}_R = \begin{cases} \dot{c}_{R\text{тр}} & \text{при } |\dot{c}_{R\text{тр}}| \leq \dot{c}_{R\lambda}, \\ \dot{c}_{R\lambda} & \text{при } |\dot{c}_{R\text{тр}}| > \dot{c}_{R\lambda}; \end{cases}$$

$$\Delta \dot{c}_{R\text{тр}} = \dot{c}_{R*} - \dot{c}_{Ri}, \quad \ddot{c}_{R\text{тр}} = \frac{\Delta \dot{c}_{R\text{тр}}}{h};$$

$$\ddot{c}_R = \begin{cases} \ddot{c}_{R\text{тр}} & \text{при } |\ddot{c}_{R\text{тр}}| \leq \ddot{c}_{R\lambda}, \\ \ddot{c}_{R\lambda} & \text{при } |\ddot{c}_{R\text{тр}}| > \ddot{c}_{R\lambda}; \end{cases}$$

$$\dot{c}_{Ri+1} = \dot{c}_{Ri} + \ddot{c}_{Ri+1}h; \quad c_{Ri+1} = c_{Ri} + \dot{c}_{Ri+1}h;$$

$$c_R = \begin{cases} c_{R\min} = c_R(7^\circ) & \text{при } c_{Ri+1} \leq c_{R\min}, \\ c_R & \text{при } c_{R\min} < c_{Ri+1} < c_{R\max}, \\ c_{R\max} = c_R(30^\circ) & \text{при } c_{Ri+1} \geq c_{R\max}. \end{cases}$$

Канал угла крена

$$\Delta \gamma_{\text{тр}} = \gamma_{\text{тр}} - \gamma_i, \quad \dot{\gamma}_{\text{тр}} = \frac{\Delta \gamma_{\text{тр}}}{h};$$

$$\dot{\gamma}_* = \begin{cases} \dot{\gamma}_{\text{тр}} & \text{при } |\dot{\gamma}_{\text{тр}}| \leq \dot{\gamma}_\lambda = 10^\circ/c; \\ \dot{\gamma}_{\max} & \text{при } |\dot{\gamma}_{\text{тр}}| > \dot{\gamma}_\lambda; \end{cases}$$

$$\Delta \dot{\gamma}_{\text{тр}} = \dot{\gamma}_* - \dot{\gamma}_i, \quad \ddot{\gamma}_{\text{тр}} = \frac{\Delta \dot{\gamma}_{\text{тр}}}{h}$$

$$\ddot{\gamma} = \begin{cases} \ddot{\gamma}_{\text{тр}} & \text{при } |\ddot{\gamma}_{\text{тр}}| \leq \ddot{\gamma}_\lambda, \\ \ddot{\gamma}_{\max} & \text{при } |\ddot{\gamma}_{\text{тр}}| > \ddot{\gamma}_\lambda; \end{cases}$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma}_{i+1} &= \dot{\gamma}_i + \ddot{\gamma}_{i+1}h; \\ \gamma_{i+1} &= \gamma_i + \dot{\gamma}_{i+1}h; \end{aligned} \quad \gamma = \begin{cases} 0 & \text{при } \gamma_{i+1} \leq 0, \\ \gamma_{i+1} & \text{при } 0 \leq \gamma_{i+1} < 180^\circ, \\ 180^\circ & \text{при } \gamma_{i+1} \geq 180^\circ. \end{cases}$$

При расчетах, в процессе выбора значений $\ddot{\alpha}$ и $\ddot{\gamma}$, траектории с $n_{\text{ш}} \geq 10$ отбрасывались. Траектории рассчитывались до значения $v = V_{\text{кр}}$. «Принудительное» регулирование угла атаки на участке III траектории не производилось.

Результаты расчетов траекторий при анализируемом алгоритме управления показали следующее:

а) на нижней границе коридора входа минимально допустимыми значениями $\ddot{\alpha}$ и $\ddot{\gamma}$ являются соответственно 0,02 и 0,03 1/с²; при уменьшении $\ddot{\alpha}_{\text{д min}}$ до 0,01 1/с² необходимо увеличить $\ddot{\gamma}_{\text{д min}}$ до 0,05 1/с² (см. рис. 5.5);

б) на верхней границе коридора входа минимально допустимыми значениями α и $\dot{\gamma}$ являются соответственно 0,01 и 0,04 1/с² (см. табл. 5.2 и рис. 5.5);

в) при спуске в середине коридора входа эти величины принимают соответственно значения 0,02 и 0,1 1/с². Расчет траекторий, соответствующих $H_{\pi}=55$ км, проводился при установке начального угла крена $\gamma_0=90^\circ$; с уменьшением начального угла крена от 90 до 40° минимальные значения α_d и $\dot{\gamma}_d$ можно уменьшить до 0,01 и 0,05 1/с² (см. табл. 5.3, 5.4).

Таким образом, с учетом запаса на управление минимально допустимыми значениями α и $\dot{\gamma}$ в пределах всего коридора входа можно принять

$$\alpha_{d \min}=0,02 \text{ 1/с}^2; \quad \dot{\gamma}_{d \min}=0,1 \text{ 1/с}^2,$$

при этом максимальные значения перегрузки не превосходили 6 ед.

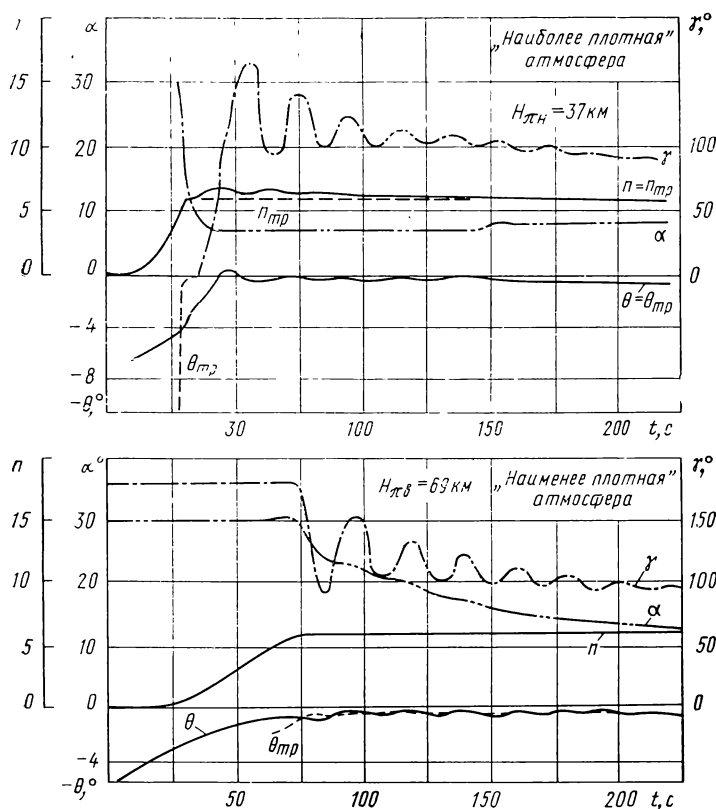
В заключение рассмотрим влияние вариаций плотности атмосферы на ширину рабочего коридора входа при использовании данного алгоритма управления на автономном участке спуска.

Для разработанного алгоритма α — γ -управления, принятого в качестве штатного варианта СУС, были определены границы предельного коридора входа, т. е. границы такого коридора, который получается при идеальной работе системы управления спуском и отсутствии различного рода внешних возмущений (см. гл. 1). В проведенных расчетах распределение плотности по высоте $\rho_{ст}(H)$ принималось согласно таблице стандартной атмосферы (ГОСТ 4401—73). Для скорости входа $V_{вх}=16$ км/с были получены следующие значения предельных высот условного перигея: $H_{\pi n}=37$ км, $H_{\pi в}=69$ км.

Как известно, атмосферные возмущения значительно влияют на ширину коридора входа. На высотах порядка 50...70 км, где, в основном, и происходит торможение СА, плотность атмосферы существенно зависит от сезонных, суточных и широтных вариаций. Максимальные отклонения плотности на этих высотах могут достигать $\pm 30...50\%$ и более от ее номинального значения. В связи с этим для принятого алгоритма управления были проведены расчеты для определения ширины коридора входа при наличии вариаций плотности атмосферы.

При этом нижняя граница коридора входа определялась для «наиболее плотной» атмосферы ($\Delta\rho_{\max}\approx 0,15\rho_{ст}$), а верхняя — для «наименее плотной» атмосферы ($\Delta\rho_{\min}\approx 0,36\rho_{ст}$). На рис. 5.6 представлены некоторые параметры траекторий спуска при наличии возмущений плотности атмосферы. Для таких отклонений плотности по высоте были получены следующие значения граничных высот условного перигея коридора входа: $H_{\pi n}\approx 37$ км, $H_{\pi в}=69$ км, т. е. данный алгоритм управления является «стойким» по отношению к вариациям плотности атмосферы, во всяком случае, с точки зрения получения достаточной ширины коридора входа.

Кроме исследования влияния рассмотренных вариаций плотности атмосферы на ширину коридора входа, данный алгоритм был



5.6. Зависимость параметров траектории от времени при наличии атмосферных возмущений при $V_{\text{вх}} = 16$ км/с, $\xi = -80$ с:

$\alpha - H_{\pi H} = 37$ км, $\delta - H_{\pi \delta} = 69$ км

испытан и на воздействие больших отклонений плотности. Для одного из вариантов отклонения плотности по высоте

$$\rho(H) = \rho_{\text{ст}} [1 \pm \Delta\rho(H)],$$

где $\Delta\rho(H)$ менялось в пределах от $\Delta\rho \approx 0,3\rho_{\text{ст}}$ на высоте $H = 45$ км до $\Delta\rho \approx 0,6\rho_{\text{ст}}$ на высоте $H = 80$ км, были получены следующие границы коридора входа:

$$H_{\pi H} \approx 40 \text{ км при } \rho(H) = \rho_{\text{ст}} [1 + \Delta\rho(H)];$$

$$H_{\pi \delta} \approx 67 \text{ км при } \rho(H) = \rho_{\text{ст}} [1 - \Delta\rho(H)],$$

т. е. ширина коридора входа уменьшилась приблизительно на 5 км, что составляет около 15% от ширины предельного коридора. Для модели атмосферы со случайным распределением плотности по высоте ширина коридора входа уменьшилась приблизительно на 6%.

Таким образом, как показали расчеты, существенно большие

возмущения плотности атмосферы парируются принятым алгоритмом управления при незначительном уменьшении ширины коридора входа.

5.3. РАСЧЕТ НЕАВТОНОМНОГО КОНЕЧНОГО УЧАСТКА СПУСКА

Рассмотрим движение СА в инерциальной геоцентрической системе осей координат $oxyz$, у которой ось oy направлена из центра Земли (O) в центр масс ($ЦМ$) объекта (C) в момент начала самонаведения, ось ox перпендикулярна оси oy и лежит в плоскости $[D_0, r_0]$, а ось oz дополняет систему до правой (рис. 5.7).

Уравнения движения СА относительно инерциального пространства в проекциях на оси выбранной системы осей координат запишем в виде

$$\begin{aligned}\dot{V}_x &= \frac{X_x}{m} + \frac{Y_{\partial x}}{m} + \frac{Z_{\partial x}}{m} + g_x; \\ \dot{V}_y &= \frac{X_y}{m} + \frac{Y_{\partial y}}{m} + \frac{Z_{\partial y}}{m} + g_y; \\ \dot{V}_z &= \frac{X_z}{m} + \frac{Y_{\partial z}}{m} + \frac{Z_{\partial z}}{m} + g_z; \\ \dot{x} &= V_x; \quad \dot{y} = V_y; \quad \dot{z} = V_z,\end{aligned}\tag{5.3.1}$$

где $X_{x,y,z}$, $Y_{\partial x,y,z}$, $Z_{\partial x,y,z}$ — проекции аэродинамических сил X , Y_{∂} , Z_{∂} на оси x , y , z ;

$$X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad Y_{\partial} = XK \cos \gamma, \quad Z_{\partial} = XK \sin \gamma$$

$$v = V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$

(в случае невращающейся атмосферы);

$$X_x = X x_{cx}^0, \quad Y_{\partial x} = Y_{\partial} y_{cx}^0, \quad Z_{\partial x} = Z_{\partial} z_{cx}^0,$$

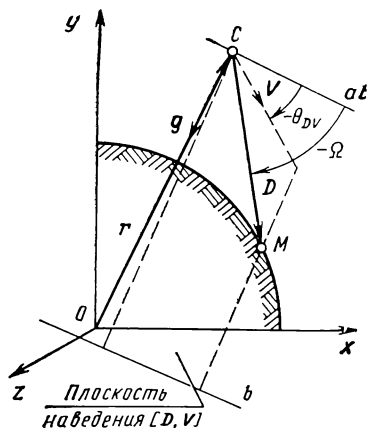
$$X_y = X x_{cy}^0, \quad Y_{\partial y} = Y_{\partial} y_{cy}^0, \quad Z_{\partial y} = Z_{\partial} z_{cy}^0,$$

$$X_z = X x_{cz}^0, \quad Y_{\partial z} = Y_{\partial} y_{cz}^0, \quad Z_{\partial z} = Z_{\partial} z_{cz}^0;$$

$$x_{cx}^0 = l_x = -l_v = -\frac{v_x}{v}, \quad y_{cx}^0 = l_y = x_{cy}^0 z_{cz}^0 - x_{cz}^0 z_{cy}^0,$$

$$x_{cy}^0 = m_x = -m_v = -\frac{v_y}{v}, \quad y_{cy}^0 = m_y = x_{cz}^0 z_{cx}^0 - x_{cx}^0 z_{cz}^0,$$

$$x_{cz}^0 = n_x = -n_v = -\frac{v_z}{v}; \quad y_{cz}^0 = n_y = x_{cx}^0 z_{cy}^0 - x_{cy}^0 z_{cx}^0;$$



5.7. Схема самонаведения СА на радиомаяк

$$z_{cx}^0 = \frac{v_z g_y - v_y g_z}{\sqrt{\Sigma_*}},$$

$$z_{cy}^0 = \frac{v_x g_z - v_z g_x}{\sqrt{\Sigma_*}},$$

$$Z_{cz}^0 = \frac{v_y g_x - v_x g_y}{\sqrt{\Sigma_*}}$$

где $\sqrt{\Sigma_*} = \sqrt{(v_z g_y - v_y g_z)^2 + (v_x g_z - v_z g_x)^2 + (v_y g_x - v_x g_y)^2}$;

g_x, g_y, g_z — проекции ускорения силы тяжести

$$g_x = -g \frac{x}{r}, \quad g_y = -g \frac{y}{r}, \quad g_z = -g \frac{z}{r}$$

(в случае сферической Земли и центрального поля тяготения);

$$g = g_0 \frac{R^2}{r^2}; \quad r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} = R_3 + H;$$

$R_3 = R_{cp} = 6371,21$ км; $g_0 = g_{cp} = 0,00980665$ км/с² (g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности Земли).

Пусть СА, находящийся в зоне видимости радиомаяка (РМ) и имеющий скорость V , удален от предполагаемой точки посадки, где установлен РМ, на расстояние D . Так как метод пропорционального сближения относится к группе методов, характеризующихся связью положения линии визирования \mathbf{D} с положением вектора скорости \mathbf{V} , целесообразно в качестве плоскости наведения при рассмотрении пространственного движения СА на конечном участке траектории спуска принять плоскость, задаваемую векторами \mathbf{D} и \mathbf{V} — плоскость $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$. Положение векторов \mathbf{V} и \mathbf{D} в этой плоскости определяется углами θ_{DV} и Ω , отсчитываемыми от линии пересечения плоскости $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$ с координатной плоскостью $xoz(ab)$ до соответственно векторов \mathbf{V} и \mathbf{D} . Тогда

$$\theta_{DV} = \arcsin \frac{V_\eta}{V}; \quad \Omega = \arcsin \frac{D_\eta}{D}, \quad (5.3.2)$$

где V_η, D_η — проекции векторов \mathbf{V} и \mathbf{D} на перпендикуляр к ab в плоскости $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$;

$$V_\eta = V_x l_\eta + V_y m_\eta + V_z n_\eta; \quad D_\eta = D_x l_\eta + D_y m_\eta + D_z n_\eta;$$

$$l_\eta = a_\eta b_\eta; \quad m_\eta = c_\eta^2 + b_\eta^2; \quad n_\eta = a_\eta c_\eta;$$

$$a_\eta = l_D n_V - n_D l_V; \quad b_\eta = m_D n_V - n_D m_V; \quad c_\eta = l_D m_V - m_D l_V;$$

$$l_D = \frac{D_x}{D}; \quad m_D = \frac{D_y}{D}; \quad n_D = \frac{D_z}{D};$$

$$l_V = \frac{V_x}{V}; \quad m_V = \frac{V_y}{V}; \quad n_V = \frac{V_z}{V}.$$

Уравнение идеальной связи для метода пропорционального сближения имеет вид

$$\Delta = \dot{\theta}_{DV} - a_y \dot{\Omega} = 0, \quad (5.3.3)$$

где $\dot{\theta}_{DV}$ — угловая скорость поворота вектора \mathbf{V} в плоскости наведения; $\dot{\Omega}$ — угловая скорость поворота вектора \mathbf{D} в той же плоскости; a_y — коэффициент усиления.

Определим угловые скорости $\dot{\theta}_{DV}$ и $\dot{\Omega}$, входящие в закон наведения (5.3.3). Полагаем при этом, что Земля не вращается, т. е. x_M, y_M, z_M (координаты маяка) имеют постоянные значения. Имеем

$$\dot{\theta}_{DV} = \frac{\dot{V}_\eta V - \dot{V} V_\eta}{V^2 \cos \theta_{DV}}, \quad (5.3.4)$$

$$\text{где } \dot{V} = \frac{V_x \dot{V}_x + V_y \dot{V}_y + V_z \dot{V}_z}{V},$$

$$\dot{V}_\eta = \dot{V}_x l_\eta + \dot{V}_y m_\eta + \dot{V}_z n_\eta + V_x \dot{l}_\eta + V_y \dot{m}_\eta + V_z \dot{n}_\eta,$$

$$\dot{l}_\eta = \dot{a}_\eta b_\eta + \dot{b}_\eta a_\eta, \quad \dot{a}_\eta = \dot{l}_D n_V + \dot{n}_V l_D - (\dot{n}_D l_V + \dot{l}_V n_D),$$

$$\dot{m}_\eta = 2(\dot{b}_\eta b_\eta + \dot{c}_\eta c_\eta), \quad \dot{b}_\eta = \dot{m}_D n_V + \dot{n}_V m_D - (\dot{n}_D m_V + \dot{m}_V n_D),$$

$$\dot{n}_\eta = \dot{a}_\eta c_\eta + \dot{c}_\eta a_\eta, \quad \dot{c}_\eta = \dot{l}_D m_V + \dot{m}_V l_D - (\dot{m}_D l_V + \dot{l}_V m_D),$$

$$\dot{l}_D = \frac{\dot{D}_x D - \dot{D} D_x}{D^2}; \quad \dot{m}_D = \frac{\dot{D}_y D - \dot{D} D_y}{D^2}; \quad \dot{n}_D = \frac{\dot{D}_z D - \dot{D} D_z}{D^2},$$

$$\dot{l}_V = \frac{\dot{V}_x V - \dot{V} V_x}{V^2}, \quad \dot{m}_V = \frac{\dot{V}_y V - \dot{V} V_y}{V^2}, \quad \dot{n}_V = \frac{\dot{V}_z V - \dot{V} V_z}{V^2},$$

$$D_x = x_M - x, \quad \dot{D}_x = -\dot{x},$$

$$D_y = y_M - y, \quad \dot{D}_y = -\dot{y},$$

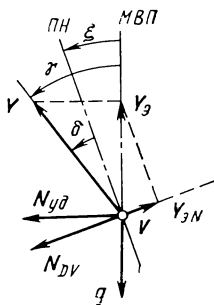
$$D_z = z_M - z, \quad \dot{D}_z = -\dot{z},$$

$$\dot{D} = \frac{\dot{D}_x D_x + \dot{D}_y D_y + \dot{D}_z D_z}{D}, \quad D = \sqrt{D_x^2 + D_y^2 + D_z^2},$$

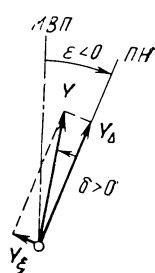
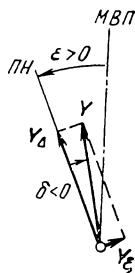
$$\dot{\Omega} = -\frac{V}{D} \sin \varepsilon, \quad \varepsilon = \theta_{DV} - \Omega. \quad (5.3.5)$$

Алгоритм управления выбирался для объектов, сбалансированных на постоянных углах атаки $\alpha_{\text{бал}}$, т. е. для случая одноканального управления по углу крена γ — углу поворота СА относительно вектора скорости \mathbf{V} , отсчитываемому от местной вертикальной плоскости $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$.

Для формирования управляющего воздействия требуется информация о положении в связанных осях СА векторов \mathbf{V} и \mathbf{D} , а также о положении в пространстве местной вертикали. Если про-



5.8. Схема отсчета углов в плоскости, нормальной к вектору скорости \bar{V}



5.9. Схема стабилизации плоскости наведения (ПН) вблизи местной вертикальной плоскости (МВП)

изводить отсчет угла γ не от плоскости $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$, а от плоскости наведения $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$, то информация о положении местной вертикали не требуется.

Следует заметить, что при наличии двухканального α — γ управления с помощью угла крена γ можно осуществлять стабилизацию плоскости наведения относительно инерциального пространства, а с помощью угла атаки α реализовать закон самонаведения.

При одноканальном γ -управлении закон самонаведения ($\Delta \Rightarrow 0$) реализуется с помощью угла крена, однако следует предусмотреть и возможность стабилизации положения плоскости наведения в пространстве вблизи местной вертикальной плоскости $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$, от которой отсчитывается угол γ . Связь между сигналом Δ и управляющим воздействием по каналу крена (закон управления) имеет в общем случае вид

$$\gamma = f_{\gamma}(\Delta).$$

За базу отсчета углов (рис. 5.8) примем местную вертикальную плоскость $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$. Тогда угол поворота плоскости наведения $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$ относительно плоскости $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$ можно определить следующим образом:

$$\xi = \arcsin \left(-\frac{Y_{\Delta N}}{|Y_{\Delta}|} \right), \quad (5.3.6)$$

где Y_{Δ} — проекция подъемной силы \mathbf{Y} на плоскость $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$; $Y_{\Delta N}$ — проекция Y_{Δ} на нормаль к плоскости $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$ — \mathbf{N}_{DV} ,

$$Y_{\Delta N} = Y_{\Delta x}(m_D n_V - n_D m_V) + Y_{\Delta y}(n_D l_V - l_D n_V) + Y_{\Delta z}(l_D m_V - m_D l_V).$$

В плоскости наведения, которая может произвольным образом поворачиваться относительно выбранной системы отсчета, должна производиться отработка сигнала Δ с помощью некоторой управляющей функции, регулирующей положение вектора подъемной силы относительно плоскости наведения $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$:

$$\delta = \gamma - \xi. \quad (5.3.7)$$

Тогда закон управления можно представить в виде

$$\theta = f_{\delta}(\Delta).$$

В частности, в первом приближении его можно записать в виде

$$\cos \delta = -A\Delta, \quad (A > 0), \quad (5.3.8)$$

где $A[c]$ — переходный коэффициент (или функция). Отсюда

$$|\delta| = \arccos(-A\Delta), \quad (5.3.9)$$

причем

$$0 \leq |\delta| < \frac{\pi}{2} \quad \text{при } \cos \delta > 0,$$

$$|\delta| = \frac{\pi}{2} \quad \text{при } \cos \delta = 0,$$

$$\frac{\pi}{2} < |\delta| \leq \pi \quad \text{при } \cos \delta < 0.$$

Если составляющая подъемной силы $Y_{\Delta} = Y \cos \delta$ будет воздействовать на изменение углов Ω и θ_{DV} , т. е. осуществлять наведение в плоскости $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$, то другая составляющая, $Y_{\xi} = Y \sin \delta$ будет изменять положение самой плоскости наведения. Очевидно, выбор знака угла δ позволит в некоторой степени стабилизировать плоскость $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$ вблизи плоскости $[\mathbf{V}, \mathbf{g}]$. На рис. 5.9 видно, что для этого необходимо, чтобы

$$\text{sign } \delta = -\text{sign } \xi. \quad (5.3.10)$$

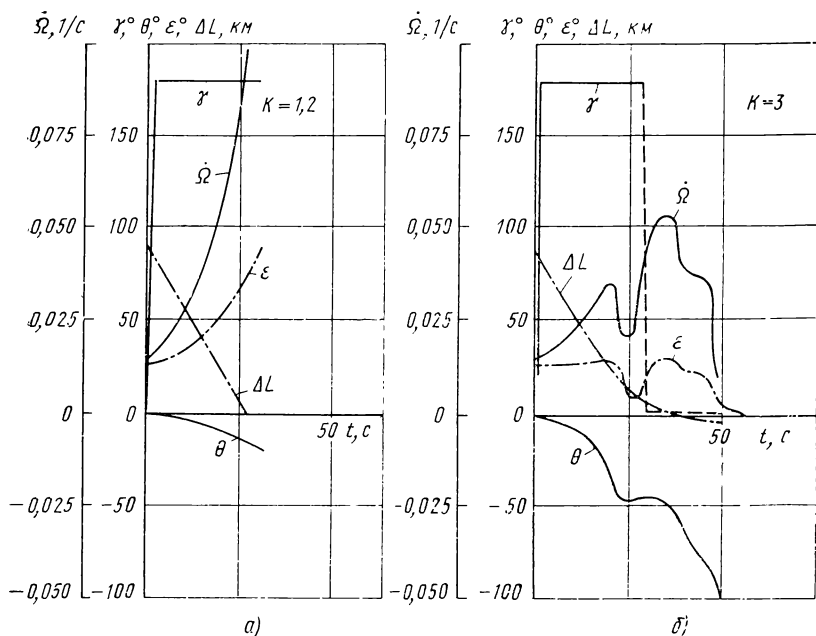
Таким образом, функция δ определена из (5.3.9) по величине, а из (5.3.10) — по знаку. Требуемое значение угла крена определяется из (5.3.7):

$$\gamma_{\text{тр}} = \delta + \xi,$$

причем

$$0 \leq |\gamma_{\text{тр}}| \leq \pi.$$

На ЭВМ была промоделирована работа алгоритма при отсутствии возмущений для случая движения СА в вертикальной (экваториальной) плоскости при различных значениях a_y и A . Сведение пространственной задачи к случаю плоского движения в целях упрощения представляется приемлемым, так как в пространственной задаче наведение осуществляется в плоскости $[\mathbf{D}, \mathbf{V}]$, которая при выбранном алгоритме управления стабилизируется вблизи местной вертикальной плоскости. В качестве примера рассматривался СА в виде полуконуса с плоской верхней частью. Аэродинамические характеристики принимались постоянными, не зависящими от числа M : $K=1,2$, $c_x=0,225$. Управление СА производилось только по каналу крена, причем величина $\gamma_{\text{тр}}$, необходимая для реализации метода пропорционального сближения, определялась в соответствии с (5.3.8). Варьировались значения D_0 , a_y и A . Условия Коши в момент начала самонаведения: $V_0=3,5$ км/с, $H_0=41,2$ км, $\theta_0=-0,27^\circ$ (конечные условия автономного участка).

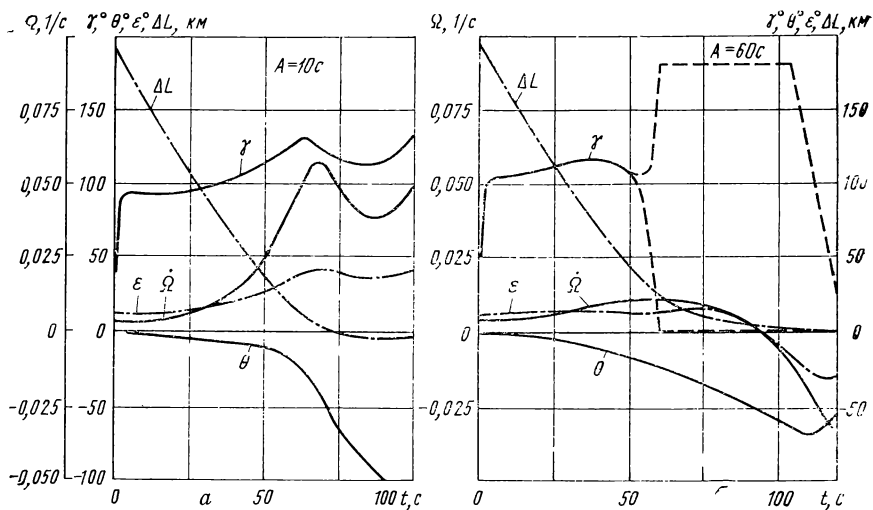


5.10. Изменение параметров траектории по времени при различных значениях аэродинамического качества СА ($D_0=100$ км, $a_y=10$, $A=50$ с)

Расчет траекторий заканчивался при $H_k=0$. Результаты расчетов приведены на рис. 5.10...5.12.

Расчеты показали, что при малых начальных дальностях D_0 ($D_0=100$ км) в самом начале участка самонаведения возникают большие угловые скорости линии визирования ($\dot{\Omega}>0$), для сведения которых к нулю требуются большие значения эффективной составляющей подъемной силы (причем $Y_z<0$), которые при ограничении управляющей функции γ ($\gamma_{\max}=180^\circ$) не могут быть получены. В результате сигнал рассогласования не обрабатывается, и СА проходит над заданной точкой посадки на высоте $H_k \approx 30$ км со скоростью $V_k \approx 3$ км/с (рис. 5.10, а). Увеличение аэродинамического качества СА до $K=3$ улучшает процесс отработки сигнала, что позволяет значительно уменьшить конечный промах ($H_k=4,5$ км, $V_k=0,45$ км/с) (рис. 5.10, б).

Увеличение значений начальных дальностей ведет к снижению роста $\dot{\Omega}$ в начале участка самонаведения, поэтому, несмотря на ограничение по углу крена, сигнал Δ обрабатывается, и функция $\dot{\Omega}$ переходит даже в отрицательную область. При этом возникает релейный режим переключения управляющей функции γ . Это объясняется тем, что при малых коэффициентах a_y в законе самонаведения (5.3.3) определяющим становится член θ_{DV} , который, в свою очередь, определяется величиной и знаком эффективной состав-



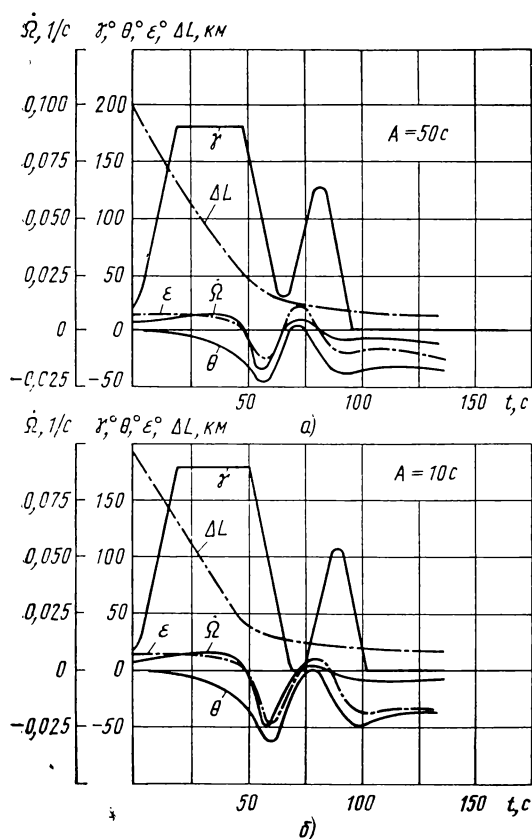
5.11. Изменение параметров траектории СА по времени при различных значениях коэффициента A

ляющей подъемной силы Y_0 . Поэтому при отсутствии ограничений по производным угла крена $\dot{\gamma}$ и $\dot{\theta}$ и дискретном управлении $\gamma(\Delta)$ при достаточно больших коэффициентах A в законе управления (5.3.8) функция γ будет меняться в релейном режиме, принимая предельные значения с частотой, определяемой шагом выбора γ_i . Процесс этот снижает энергетические возможности СА, увеличивая промах ΔL_K и сужая зону гарантированных попаданий.

Таблица 5.5

A, c	10			50	
	a_y	a_y	a_y	a_y	a_y
a_y	2	10	100	2	10
$\Delta L_K, км$	-2,169	7,645	18,86	1,282	25,61

Следует заметить, что, уменьшая a_y , можно, несмотря на релейный режим $\gamma(t)$, несколько уменьшить конечный промах ΔL_K изменением коэффициента A (табл. 5.5). Это объясняется тем, что с ростом a_y увеличивается влияние члена $a_y \Omega$ на Δ , а это ведет при $\dot{\Omega} > 0$ к увеличению требуемых значений γ , что сопровождается резким снижением скорости V и высоты полета (табл. 5.6) в начале участка самонаведения СА ($A=50$ с): за $\Delta t=40$ с скорость уменьшается на $\Delta V=1,23$ км/с, а высота на $\Delta H=18,5$ км при $a_y=10$ по сравнению с $\Delta V=0,68$ км/с и $\Delta H=10,0$ км при $a_y=2$. Это вызывает снижение энергетических возможностей при $a_y=10$ в большей степе-



5.12. Изменение параметров траектории СА по времени при наличии ограничений по $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$ ($D_0=200$ км, $a_y=10$, $\dot{\gamma}_d=10^\circ/\text{с}$, $\ddot{\gamma}_d=2^\circ/\text{с}^2$)

увеличению энергопотерь, что вызывает рост «недолетов» ($\Delta L_K > 0$): при $A=100$ с промах $\Delta L_K \approx 7,3$ км. В табл. 5.7 приведена зависимость промаха ΔL_K от коэффициента A при $a_y=2$.

Процесс «релейной переключки» угла крена γ можно предотвратить, введя ограничения на производные управляющей функции по времени:

$$\dot{\gamma} \leq \dot{\gamma}_d, \quad \ddot{\gamma} \leq \ddot{\gamma}_d,$$

что соответствует реальным процессам. Из графиков на рис. 5.12 видно, что при этом релейный режим не наступает, но ограничения по $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$ вносят запаздывание в процессе отработки Δ , сопровождаемое колебаниями $\dot{\Omega}(t)$ и ростом $\gamma_{\text{тр}}$ до предельного значения, что ведет к увеличению торможения СА в начале участка самонаведения. Следует заметить, что при ограниченных $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$ влияние коэффициента A на характер процесса управления, а также на величину,

чем при $a_y=2$, отсюда увеличение промаха с $\Delta L_K(a_y=2) \approx 1,3$ км до $\Delta L_K(a_y=10) \approx 26$ км.

Чтобы выявить влияние коэффициента A на характер процесса управления и точность посадки, был произведен расчет траекторий при $a_y=2$ с различными значениями $A=10 \dots 100$ с с $D_0=200$ км (см. рис. 5.11). При малых значениях A в законе управления (5.3.8) устанавливаются недостаточные для отработки Δ значения требуемых углов $\gamma(\Delta)$, в результате СА проходит над заданной точкой посадки (при $A=10$ с на высоте $H \approx 13$ км (см. рис. 5.11, а). С увеличением значений A возникает описанный выше релейный режим $\gamma(t)$, сопровождающийся уменьшением «перелетов» ($\Delta L_K < 0$), пока при некотором значении A не достигается $\Delta L_K=0$ (см. рис. 5.11, б). Дальнейшее увеличение A ведет к ухудшению процесса $\gamma(t)$ и

ну промаха ΔL_K сказывается меньше, чем при отсутствии ограничений.

Т а б л и ц а 5.6

t, c	a_y	$V, \text{ км/с}$	$\theta, ^\circ$	$H, \text{ км}$	$\gamma, ^\circ$
10	10	3,376	—4,04	39,9	180
	2	3,378	—2,08	40,5	105
20	10	3,219	—8,82	36,3	180
	2	3,245	—4,18	38,7	109
30	10	2,928	—14,5	30,1	108
	2	3,077	—6,94	35,7	118
40	10	2,269	—17,3	22,7	90
	2	2,819	—11,1	31,2	115

Т а б л и ц а 5.7

A, c	10	20	30	40	50	70	100
$\Delta L_K, \text{ км}$	—2,169	—0,544	—0,369	0,228	1,282	4,574	7,340

Таким образом, анализ результатов моделирования траекторий самонаведения СА на маяк при управлении по каналу угла крена показывает, что при постоянных значениях коэффициентов a_y и A в законе управления (5.3.8) возможно обеспечить попадание СА в точку посадки с заданной точностью ($\Delta L_K \leq 1$ км). Динамика процесса самонаведения в значительной степени зависит от выбранных значений коэффициентов a_y и A . С увеличением a_y увеличивается торможение СА в начале участка самонаведения, что ведет к увеличению промаха ΔL_K . При малых значениях a_y ($a_y < 2$) возникает релейный режим переключения управляющей функции γ , что ухудшает процесс управления. В связи с этим более рациональным является программирование a_y и A по траектории самонаведения, причем коэффициент a_y должен быть обратно пропорционален текущей дальности до точки посадки. Программирование коэффициента a_y и A в законе управления, с одной стороны, уменьшает энергопотери СА в момент начала самонаведения, что позволяет увеличить дальности начала самонаведения, а с другой

стороны, обеспечивает получение приемлемых параметров траектории вблизи точки посадки.

Статистическое моделирование траекторий спуска на конечном участке для СА с располагаемым аэродинамическим качеством, равным 0,5, при программировании коэффициента a_y в функции дальности до точки посадки показало, что удастся получить достаточно высокую точность приведения СА в точку посадки при значительных отклонениях начальных условий, аэродинамических характеристик и плотности атмосферы.

Использование на конечном участке спуска самонаведения СА в точку посадки при управлении по каналам угла атаки и угла крена в значительной степени улучшает динамику процесса самонаведения. Проведенное автором моделирование процесса самонаведения показало, что даже при наличии значительных возмущений в угловой скорости линии визирования при постоянном коэффициенте усиления управляющего сигнала обеспечивается стабильное попадание СА в область допустимых промахов.

ПРИЛОЖЕНИЕ. НЕКОТОРЫЕ ТОЧНЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СА

Математические методы исследования уравнений движения СА, позволяющие получить основные термобаллистические параметры траектории СА в процессе спуска, заключаются в следующем:

1. Уравнения движения можно свести к одному уравнению (для плоского случая движения), пренебрав некоторыми членами этого уравнения и затем проинтегрировать его, получив тем самым приближенные аналитические решения.

2. Можно получить точные аналитические решения уравнений движения СА для некоторых частных режимов спуска.

3. Уравнения, описывающие планирующее движение СА с произвольно меняющимися подъемной силой и лобовым сопротивлением, можно привести к безразмерному виду, что позволяет использовать метод разложения в ряд по степеням малого параметра.

4. Выводится закон подобия, по которому целый класс траекторий СА может быть представлен одной траекторией, называемой относительной траекторией. Фазовые координаты СА в процессе спуска могут быть представлены как производные масштабных величин на безразмерные функции подобия.

5. Можно произвести численное интегрирование уравнений движения СА на ЭВМ и составить эмпирические формулы, позволяющие достаточно быстро оценить основные параметры движения СА в процессе спуска.

В работе [27] приведены некоторые точные аналитические решения уравнений движения СА для следующих частных случаев, представляющих большой практический интерес:

а) спуск с приблизительно постоянным торможением или с постоянным скоростным напором;

б) спуск с постоянным средним потоком тепла или постоянной средней температурой теплоизолированной стенки;

в) спуск с постоянным тепловым потоком в критической точке или с постоянной средней температурой в критической точке теплоизолированной стенки;

г) спуск с постоянным углом наклона траектории.

Проанализируем некоторые из этих решений. Для плоского случая движения при условии изотермичности атмосферы уравнения движения СА можно записать в виде

$$\frac{d \cos \theta}{d\rho} + \frac{1}{\beta R_{II}} \frac{\cos \theta}{\rho} \left(\frac{1}{v^2} - 1 \right) = \frac{K}{2} \frac{c_x S}{m\beta}, \quad (\text{П.1})$$

$$\frac{d\bar{v}^2}{d\rho} - \frac{c_x S}{m\beta} \frac{v^2}{\sin \theta} = \frac{2}{\beta \rho R_{II}}, \quad (\text{П.2})$$

где R_{II} — средний радиус планеты.

Для случаев а), б), в) верно соотношение

$$\rho v^n = \text{const}, \quad (\text{П.3})$$

причем для случая а) $n=2$, для б) $n=3$ и в) $n=6$. При $n=1$ спуск происходит с приблизительно постоянным числом Рейнольдса. Если считать, что коэффициент лобового сопротивления СА c_x в процессе спуска не меняется, что характерно для случая одноканального уравнения по углу крена, то соотношения для основных параметров траектории спуска имеют вид

$$H = \frac{1}{\beta} \ln \left(\frac{\rho_0 v^n}{k_1} \right), \quad (\text{П.4})$$

где $k_1 = \rho_{вх} V_{вх}^n$,

$$\sin \theta = - \frac{k_1 \left(\frac{c_x S}{m \beta} \right)}{\frac{2}{n} v^n + \frac{2g}{\beta} v^{n-2}}, \quad (\text{П.5})$$

$$\frac{dv}{dt} = - \frac{\bar{c}_x S}{2m} \frac{k_1}{v^{n-2}} + g_0 \frac{k_1 \left(\frac{c_x S}{m \beta} \right)}{\frac{2}{n} v^n + \frac{2g}{\beta} v^{n-2}}. \quad (\text{П.6})$$

Расстояние вдоль траектории

$$L - L_{\text{BX}} = \frac{\frac{2}{n}}{\left(\frac{c_x S}{m} \right) k_1} (V_{\text{BX}}^n - v^n) + \frac{\left(\frac{2g_0}{\beta} \right) \frac{n}{n-2}}{\left(\frac{c_x S}{m} \right) k_1} (V_{\text{BX}}^{n-2} - v^{n-2}). \quad (\text{П.7})$$

Время полета

$$t = \frac{m}{c_x S k_1} \left[\frac{2}{n-1} (V_{\text{BX}}^{n-1} - v^{n-1}) + \frac{2g_0}{\beta} \frac{n}{n-3} (V_{\text{BX}}^{n-3} - v^{n-3}) \right]. \quad (\text{П.8})$$

Потребное аэродинамическое качество

$$K_{\text{тр}} = \frac{2m\beta}{c_x S} \left[\sin \theta \left(\frac{d\theta}{d\rho} \right) + \frac{\cos \theta}{\beta R_{\text{н}} \rho} \left(\frac{1}{v^2} - 1 \right) \right], \quad (\text{П.9})$$

где $\frac{d\theta}{d\rho}$ нетрудно получить из уравнений (П.5) и (П.6).

Спуск с постоянным углом наклона траектории требует выполнения условия

$$\theta = \theta_{\text{BX}} = k_2 = \text{const.} \quad (\text{П.10})$$

В этом случае параметры траектории СА могут быть выражены через независимую переменную ρ . Имеем

$$\frac{dv}{dt} = - \frac{c_x S}{2m} \rho v^2 - g \sin \theta; \quad (\text{П.11})$$

$$v^2 = e^{(c_x S / m \beta \sin \theta) \rho} \left\{ \frac{V_{\text{BX}}^2}{e^{(c_x S / m \beta \sin \theta) \rho_{\text{BX}}}} + \frac{2g_0}{\beta} \ln \left(\frac{\rho}{\rho_{\text{BX}}} \right) + \right. \\ \left. + \left(\frac{2g_0}{\beta} \right) \sum_{n=1}^{\infty} \left[\frac{(-c_x S / m \beta \sin \theta)^n (\rho^n - \rho_{\text{BX}}^n)}{n(n!)} \right] \right\}; \quad (\text{П.12})$$

$$L - L_{\text{BX}} = - \frac{1}{\beta \sin \theta} \ln \left(\frac{\rho}{\rho_{\text{BX}}} \right); \quad (\text{П.13})$$

$$t = - \frac{1}{\beta \sin \theta} \int_{\rho_{\text{BX}}}^{\rho} \frac{d\rho}{\rho v}. \quad (\text{П.14})$$

Уравнение (П.14) можно проинтегрировать графически. Если пренебречь в точных решениях слагаемыми с множителем $2g_0/\beta$, то получим приближенные

решения, приведенные в ряде работ, например, в [2, 49, 51]. При использовании приближенных решений ошибка имеет порядок:

$$\frac{\text{приближенное решение}}{\text{точное решение}} \approx 1 + \frac{2g_0}{\beta v^2}.$$

Ошибка мала при больших начальных скоростях входа и значительно увеличивается при уменьшении скорости на малых высотах.

Уравнения движения СА могут быть проинтегрированы до конца для случая «горизонтального» полета аппарата. При малых значениях первого максимума перегрузки траектория СА либо выйдет из атмосферы, либо будет иметь повторный максимум перегрузки, который может превысить допустимую величину. Для уменьшения повторного максимума перегрузки существует много методов управления величиной подъемной силы СА. Одним из этих методов является поддержание постоянной высоты полета.

При «горизонтальном» полете СА скорость его будет монотонно уменьшаться и для сохранения постоянной высоты полета коэффициент подъемной силы нужно будет увеличивать до значения $c_{y \max}$. С другой стороны, если c_y сохраняет значение, меньшее значения $c_{y \max}$, необходимого для обеспечения «горизонтального» полета, то СА начинает снижаться с большей начальной скоростью и перегрузка СА увеличивается. Если же значение c_y увеличивать слишком быстро, то СА начнет набирать высоту и его замедление уменьшится, т. е. СА вернется на опорную высоту под некоторым углом наклона траектории с большей скоростью. Такая траектория с отражениями может быть использована для управления дальностью полета.

При полете на постоянной высоте дальность спуска меньше, чем при полете с постоянным аэродинамическим качеством, однако придавая аппарату определенный угол крена, можно не изменяя существенно продольную дальность спуска, получить довольно значительное боковое отклонение траектории.

С математической точки зрения анализ траекторий СА при «горизонтальном» полете достаточно прост. Уравнения движения СА на «горизонтальном» участке полета запишем в виде

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{c_x S}{m} \frac{\rho v^2}{2}; \quad (\text{П.15})$$

$$\frac{v^2}{R_{\text{II}} + H_r} + \frac{c_y S}{m} \frac{\rho v^2}{2} - g_r = 0. \quad (\text{П.16})$$

Кроме того,

$$\frac{dH_r}{dt} = v \sin \theta \equiv 0, \quad (\text{П.17})$$

где H_r — высота полета. Если принять

$$c_x = c_{x_0} + c_{x1} \alpha^2 \quad (\text{П.18})$$

и

$$c_y = c_y^a \alpha, \quad (\text{П.19})$$

то из уравнения (П.16)

$$\alpha = \frac{g_r - \frac{v^2}{R_{\text{II}} + H_r}}{\frac{c_y^a S}{m} \frac{\rho v^2}{2}}. \quad (\text{П.20})$$

Подставив уравнение (П.18) в (П.15) и используя (П.20), получим

$$\frac{dv}{dt} = -c_{x0} \frac{S}{m} \frac{\rho v^2}{2} - c_{x1} \frac{g_r^2}{(c_y^a)^2} \frac{S}{m} \frac{\rho v^2}{2} +$$

$$+ 2c_{x1} \frac{g_r}{(R_{II} + H_r) (c_y^a)^2 \frac{S}{m} \frac{\rho}{2}} - c_{x1} \frac{v^2}{(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \frac{S}{m} \frac{\rho}{2}} .$$

Обозначив $-c_{x0} \frac{S}{m} \frac{\rho}{2} = A; \quad -c_{x1} \frac{g_r^2}{(c_y^a)^2 \frac{S}{m} \frac{\rho}{2}} = B;$

$$2c_{x1} \frac{g_r}{(R_{II} + H_r) (c_y^a)^2 \frac{S}{m} \frac{\rho}{2}} = C; \quad -c_{x1} \frac{1}{(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \frac{S}{m} \frac{\rho}{2}} = D ,$$

получим $\frac{dv}{dt} = (A + D) v^2 + \frac{B}{v^2} + C. \quad (\text{П.21})$

Интегрируя уравнение (П.21) при $t_0=0$, определяем

$$\frac{1}{4(A+D)\lambda} \left[\frac{1}{2} \ln \left| \frac{v^2 + 2\lambda v + \lambda^2 + \mu^2}{v^2 - 2\lambda v - \lambda^2 + \mu^2} \right| - \frac{\lambda}{\mu} \left(\arctg \frac{v + \lambda}{\mu} + \arctg \frac{v - \lambda}{\mu} \right) \right]_{v_0}^v = t. \quad (\text{П.22})$$

где $\lambda = \sqrt{\frac{1}{2} \sqrt{\frac{c_{x1} g_r^2 (R_{II} + H_r)^2}{\left[(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \left(\frac{S\rho}{2m} \right)^2 c_{x0} + c_{x1} \right]} + \frac{c_{x1} g_r (R_{II} + H_r)}{2 \left[(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \left(\frac{S\rho}{2m} \right)^2 c_{x0} + c_{x1} \right]}} ;$

$$\mu = \sqrt{\frac{1}{2} \sqrt{\frac{c_{x1} g_r^2 (R_{II} + H_r)^2}{\left[(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \left(\frac{S\rho}{2m} \right)^2 c_{x0} + c_{x1} \right]} - \frac{c_{x1} g_r (R_{II} + H_r)}{2 \left[(R_{II} + H_r)^2 (c_y^a)^2 \left(\frac{S\rho}{2m} \right)^2 c_{x0} + c_{x1} \right]}} .$$

Если считать, что в процессе полета на постоянной высоте коэффициент лобового сопротивления СА не меняется, т. е. $c_{x1}=0$, то $B=C=D=0$ и уравнение (П.22) сводится к уравнению

$$v = \frac{v_0}{c_{x0} \frac{S\rho v_0}{2m} t + 1} . \quad (\text{П.23})$$

Задача несколько усложняется при использовании ньютоновской поляры вида

$$c_x = c_{x0} + c_{x1} |\sin^3 \alpha| \quad (\text{П.24})$$

$$\text{и } c_y = c_{y1} \sin \alpha \cos \alpha |\sin \alpha|. \quad (\text{П.25})$$

Ньютоновскую полярю можно с достаточной степенью точности (в определенном диапазоне углов атаки) аппроксимировать многочленом

$$c_x = A c_y^2 + B |c_y| + c_{x0}, \quad (\text{П.26})$$

причем коэффициенты A и B выражаются через c_{x1} и c_{y1} . Из уравнения (П.15) получим

$$\frac{dv}{dt} = (A c_y^2 + B |c_y| + c_{x0}) \frac{\rho v^2}{2m} S, \quad (\text{П.27})$$

или с учетом (П.16)

$$\frac{dv}{dt} = - \left[A \left(\frac{mg_r - \frac{mv^2}{R_{II} + H_r}}{\frac{\rho v^2}{2} S} \right)^2 + B \frac{mg_r - \frac{mv^2}{R_{II} + H_r}}{\frac{\rho v^2}{2} S} + c_{x0} \right] \frac{S}{m} \frac{\rho v^2}{2}. \quad (\text{П.28})$$

Обозначив

$$\frac{2mg_r}{\rho S} = a, \quad \frac{2m}{(R_{II} + H_r) \rho S} = b, \quad -\frac{S \rho}{2m} = c,$$

получим

$$\frac{dv}{dt} = (b^2 c - Bb + c_{x0} b) v^2 + \frac{A a^2 c}{v^2} + (Bac - 2abc). \quad (\text{П.29})$$

Это уравнение совпадает по виду с уравнением (П.21) и может быть проинтегрировано до конца.

С уменьшением высоты «горизонтального» участка полета потребное аэродинамическое качество SA уменьшается, однако интенсивность нагрева резко увеличивается.

Таким образом, оптимальную высоту «горизонтального» участка траектории спуска необходимо выбирать из конкретных аэродинамических и конструктивных параметров спускаемого аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г., Ярошевский В. А. Маневрирование космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1970. 416 с.
2. Андреевский В. В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 232 с.
3. Балакин В. Л., Белоконов В. М., Шершнев В. М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил. — Космические исследования, 1974, т. XII, вып. 3, с. 346—352.
4. Балакин В. Л., Морозов Л. В. Адаптивные алгоритмы управления спуском в атмосфере Земли космического аппарата с большим аэродинамическим качеством. — Космические исследования, 1981, т. XIX, вып. 3, с. 353—366.
5. Барер А. С. Проблемы ускорений в космической физиологии. — Космическая биология и медицина, 1967, № 1, с. 57—64.
6. Бочаров Л. А., Иванов Н. М., Голуб И. Б. Алгоритм управления спуском аппаратов, входящих в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями. — Космические исследования, 1971, т. IX, вып. 5, с. 662—668.
7. Бухаркина А. П. Управление в широком диапазоне дальностей при входе в атмосферу с параболической скоростью. Препринт № 8 ИПМ АН СССР, 1974 38 с.
8. Геловани В. А. Исследование диапазона дальностей участка посадки при гиперболических скоростях входа в атмосферу Земли. — Космические исследования, 1972, т. X, вып. 3, с. 338—344.
9. Голубев Ю. Ф., Филипович И. В. Алгоритмы управления входом в атмосферу с гиперболическими скоростями. — Космические исследования, 1974, т. XII, вып. 2, с. 179—190.
10. Голубев Ю. Ф., Филипович И. В. Моделирование алгоритма управления входом в атмосферу для ЦВМ с ограниченными возможностями. Препринт № 115 ИПМ АН СССР, 1974. 67 с.
11. Горелик А. А., Бутко Г. И., Белоусов Ю. А. Бортовые цифровые вычислительные машины. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
12. Иванов Н. М., Мартынов А. И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. М.: Наука, 1977. 416 с.
13. Иванов Н. М., Соболевский В. Г. Аналитическая оценка дальности спуска космического аппарата для гиперболических траекторий возвращения. — Космические исследования, 1972, т. X, вып. 3, с. 326—337.
14. Иванов Н. М., Мартынов А. И., Соколов 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, с. 42—52.
15. Иванов Н. М., Мартынов А. И., Соколов Н. Л. Оптимальное управление КА в атмосфере Юпитера. — Космические исследования, 1980, т. XVIII, вып. 3, с. 348—365.
16. Ивашенко Н. Н., Кулябичев Ю. П., Крицына Н. А. Управление спуском КА с орбиты ИСЗ. — Космические исследования, 1980, т. XVIII, вып. 1, с. 57—62.
17. Каменков Е. Ф., Виноградова Г. А. К вопросу о двухканальном управлении при планирующем спуске аппарата в атмосфере. — Труды V Чтений Ф. А. Цандера, 1978, с. 12—20.
18. Каменков Е. Ф., Виноградова Г. А., Захаров В. Г. Алгоритм управления продольной дальностью полета спускаемого аппарата на автономном участке спуска. Вопросы кибернетики, 1979, № 44, с. 136—139.
19. Климин А. В. Торможение в атмосфере аппарата с экипажем после межпланетного перелета. — Космические исследования, 1973, т. XI, вып. 1, с. 31—37.
20. Козлов В. И. Системы автоматического управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1979. 215 с.
21. Кокотович П. В., Рутман Р. С. Чувствительность автоматических систем. — Автоматика и телемеханика, 1965, № 4, с. 730—744.

22. Константинов М. С. Методы математического программирования в проектировании летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 164 с.
23. Коросташевский Г. Н., Иванов Н. М., Ногов О. А. Об алгоритмах радионаведения в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов. — Космические исследования, 1973, т. XI, вып. 1, с. 38—48.
24. Красовский А. А., Поспелов Г. С. Основы автоматики и технической кибернетики. М.: Госэнергиздат, 1962, 600 с.
25. Кринецкий Е. И. Системы самонаведения. М.: Машиностроение, 1970. 236 с.
26. Лебедев А. А., Красильщиков М. Н., Малышев В. В. Оптимальное управление движением космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 199 с.
27. Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосферах планет. М.; Мир, 1966. 276 с.
28. Математическая теория оптимальных процессов/Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Е. Ф. Мищенко, Р. В. Гамкрелидзе. М.: Физматгиз, 1961. 391 с.
29. Методы повышения точности посадки ЛА при использовании информации с Земли/Г. А. Виноградова, В. Г. Захаров, Р. К. Иванов, Е. Ф. Каменков, А. П. Мелешин. Труды IX Чтений К. Э. Циолковского, 1975, с. 11—19.
30. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере/Л. М. Шкадов, Р. С. Буханова, В. Ф. Илларионов, В. П. Плохих. М.: Машиностроение, 1972. 240 с.
31. Мещерский И. В. Работы по механике тел переменной массы. М.: ГИТТЛ, 1952. 280 с.
32. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 128 с.
33. Ногов О.А., Коросташевский Г. Н., Синдюкова Л. И. Алгоритм управления планирующим спуском космического аппарата с орбиты ИСЗ. — Космические исследования, 1974, т. XII, вып. 1, с. 33—39.
34. О применении прямых методов в алгоритмах управления спуском аппарата в атмосфере/В. И. Чарный, А. П. Бирзгал, В. И. Борисенко, А. Г. Свищев. — Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 6, с. 814—818.
35. Основы теории полета космических аппаратов/Под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.
36. Охоцимский 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, с. 169—189.
37. Охоцимский Д. Е., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф. Управление движением при входе в атмосферу. — Космические исследования, 1969, т. VII, вып. 2, с. 171—178.
38. Охоцимский Д. Е., Голубев Ю. Ф., Сихарулидзе Ю. Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975. 399 с.
39. Парышева Г. В., Ярошевский В. А. Приближенный расчет траекторий квазистационарного планирования. — Космические исследования, 1981, т. XIX, вып. 2, с. 191—199.
40. Проектирование систем наведения/Под ред. Е. А. Федосова. М.: Машиностроение, 1977. 304 с.
41. Райбек Д., Черчил Р. Современное состояние проблемы связи при входе в атмосферу. — Вопросы ракетной техники, 1972, № 9, с. 3—16, № 10, с. 13—26.
42. Сихарулидзе Ю. Г. Алгоритмы стабилизации космических аппаратов. Препринт № 90 ИГиМ АН СССР, 1973. 56 с.
43. Смольяков Э. Р. Оптимизация коридора входа в атмосферу. — Космические исследования, 1968, т. VI, вып. 1, с. 49—57.
44. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.
45. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. М.: Машиностроение, 1970. 364 с.
46. Управление углом атаки космического аппарата посредством изменения центровки/Б. Н. Петров, Ж. С. Агеев, Б. В. Викторов, И. С. Уколов. — Космические исследования, 1970, т. VIII, вып. 6, с. 855—861.
47. Формирование программных траекторий на начальном участке движения ГЛА в атмосфере/Э. И. Митрошин, Л. Г. Олейниченко, А. Г. Осипов, А. А. Филиппов. — Вопросы кибернетики, 1979, № 44, с. 140—147.

48. Хединг Д. Введение в метод фазовых интегралов (метод ВКБ). М.: Мир, 1965. 238 с.
49. Чепмен Д. Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет. М.: ИЛ, 1962, 114 с.
50. Шен, Сефола. Адаптивная система управления входом в атмосферу Марса, основанная на теории чувствительности. — Вопросы ракетной техники, 1969, № 5, с. 58—74.
51. Ярошевский В. А. Приближенный расчет траекторий входа в атмосферу. — Космические исследования, 1964, т. II, вып. 4, с. 507—531; вып. 5, с. 679—697.
52. Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. М.: Машиностроение, 1978. 167 с.
53. Florence D., Thibault H., Hiltz A. Selection development, characterization and flight test of a thermal Protection system for an Earth Entry Satellite Vehicle.—AJAA Pap., 1978, N. 861, p. 1—15.
54. Wurster K. E. Mass reduction for advanced winged entry vehicles through integrated thermostructural trajectory design.—AJAA Pap., 1980, N. 363, 10 pp.
55. Chapman D. An analysis of the corridor and guidance requirements for supercircular entry into planetary atmospheres, NASA, TR, N. 55, 1959., p. 25—37.
56. Wingrove R., Coate R. Lift control during atmosphere entry from supercircular velocity. — Proceedings of the national meeting on manned space flight, 1962, p. 15—24.
57. Joerger C. D., Glatt M. A. Analysis of plasma generators for testing reentry communications systems.—Sump. plasma sheath-plasma Electromagnetics of Hypersonic, Flight, 1967, p. 1—18.
58. Friel P. J., Rosenbaum B. Propagation of electromagnetic waves through reentry-induced plasmas.—Advances in the Astronautical Sciences, 1963, N. 11, p. 5—18.
59. The reentry plasma sheath. Space/Aero., 41, 1964, p. 53.
60. Huber P. W., Sims T. E. The reentry communications problem.—Astronautics and Aeronautics, 2, 1964, p. 30.
61. Epstein M. Antenna breakdown in a hypersonic reentry environment.—Sump. Plasma Sheath—plasma Electromagnetics of Hypersonic Frigth, 1967, N. 15, p. 37—43.
62. Jacavano D. J. Experimental determination of electron quenchant efficiencies at high gas temperatures, the entry plasma sheath and Its Effects an space Veciele Electromagnetic Systems, NASA, Sp. Publ., 1971, p. 43—58.
63. Perlmutter L., Carter J. Reference trajectory reentry guidance without pre-launch data storage.—AJAA. Paper 1969, N. 15, p. 17—27.
64. Reismann H., Pistiner J. Design and evaluation of a re-entry guidance system.—Astronautica Acta, N. 2—3, 1960, p. 13—24.
65. Detra R., Kantrowitz A., Riddel F., Rose P. The drag brake manned satellite system.—X-th International Astronautical Congress, 1959, p. 1—14.
66. Eggers A., Cohen N. Progress and problems in atmosphere entry,—XVI-th JAF International Congress, 1965, p. 30—39.
67. Lessing U., Tunnel P., Coate R. Lunar landing and long-range earth reentry guidance by applications of perturbation theory.—Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 1, N. 2, 1964, p. 12—18.
68. Bryson A., Denham W. Guidance scheme for supercircular re-entry of a lifting vehicle. — ARSJ, 6, 1962, p. 1—8.
69. Bryson A., Danham W. Multivariable terminal control for minimum mean square deviation from a nominal path.—JAS Symposium on vehicle systems optimisations, 1961, p. 14—28.
70. Bryson A. E., Denham W. F., Carroll F. J., Mikami K. Determination of lift or drag program that minimizes re-entry heating.—J. Aerospace Sci., 1962, 29, p. 420—430.
71. Wang H. E., Chu S. T. Variable-lift re-entry at superorbital and orbital speeds.—AJAA J. 1963, 1, p. 1047—1055.
72. Bryson A. E., Mikami K., Battle C. T. Optimum lateral turns for a de-entry glider. — Aerospace Eng., 1962, 21, p. 18—23.

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава 1. Анализ траекторий спуска при двухканальном управлении . .	10
1.1. Состояние проблемы входа КА в атмосферу Земли. Общая постановка задачи	10
1.2. Коридор входа СА в атмосферу при α — γ -управлении	14
1.3. Оптимизация траекторий спуска при α — γ -управлении	23
Глава 2. Алгоритмы автономного управления движением спускаемого аппарата	33
2.1. Предварительные замечания	33
2.2. Выбор программы управления на начальном участке погружения	35
2.3. Алгоритмы управления движением СА со «срезанием» первого максимума перегрузки	40
2.4. Алгоритмы управления СА с плавным переходом на участок изоперегрузочного движения	47
2.5. Многошаговый адаптивный алгоритм управления движением СА (алгоритм IV)	53
2.6. Формирование команд управления по углам атаки и крена	57
Глава 3. Алгоритмы управления дальностью полета СА на автономном участке спуска	63
3.1. Управление дальностью при полете СА с постоянной перегрузкой	63
3.2. Управление дальностью с текущим прогнозом потребной перегрузки	70
3.3. Алгоритмы последовательного решения задач захвата СА атмосферой и получения требуемых дальностей полета	78
3.4. Управление дальностью спуска с прогнозированием дозы перегрузки	82
3.5. Метод расчета корректирующих управляющих параметров	94
3.6. Боковое маневрирование СА	98
Глава 4. Алгоритмы управления движением СА на конечном участке спуска	100
4.1. Анализ автономных систем управления спуском	102
4.2. Алгоритмы неавтономного управления движением СА	110
4.3. Алгоритмы управления движением СА на конечном участке спуска при наведении СА в точку посадки по опорному направлению . .	115
4.4. Самонаведение СА на маяк на конечном участке спуска	124
4.5. Исследование устойчивости процесса самонаведения СА на маяк .	129
4.6. Проблема радиосвязи СА с Землей при движении в атмосфере .	136
4.7. Управление СА на конечном участке при прерывании радиосвязи с Землей	140
Глава 5. Моделирование на ЭВМ работы алгоритмов управления спуском	142
5.1. Уравнения движения СА на атмосферном участке спуска	142
5.2. Выбор параметров алгоритма управления на автономном участке спуска	150
5.3. Расчет неавтономного конечного участка спуска	165
Приложение. Некоторые точные аналитические решения уравнений движения СА	175
Список литературы	180

ИБ № 3910

Евгений Федорович Каменков

МАНЕВРИРОВАНИЕ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ
(гиперболические скорости входа в атмосферу)

Редактор Г. Б. Костина Художественный редактор В. В. Лебедев
Технические редакторы Н. Н. Чистякова, Т. И. Андреева
Корректор В. А. Воробьева Обложка художника Е. Н. Волкова

Сдано в набор 20.12.82. Подписано в печать 13.04.83. Т-09107.
Формат 60×90/16. Бумага типографская № 2. Гарнитура литературная.
Печать высокая. Усл. печ. л. 11,5. Усл. кр.-отт. 11,88. Уч.-изд. л. 12,25
Тираж 800 экз. Зак. 1120. Цена 1 р. 90 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение», 107076,
Москва Б-76, Стромынский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома при Государственном комитете
СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. Хохловский пер., 7.

