



А.А.ЛЕБЕДЕВ
В.Б.СОКОЛОВ

ВСТРЕЧА на ОРБИТЕ

А. А. ЛЕБЕДЕВ,
В. Б. СОКОЛОВ

ВСТРЕЧА на ОРБИТЕ

ДИНАМИКА ПОЛЕТА
И УПРАВЛЕНИЕ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ



ИЗДАТЕЛЬСТВО
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва — 1969 г.

В книге систематизированы и обобщены материалы по теоретическим и экспериментальным исследованиям операции встречи и стыковки космических аппаратов на орбите.

Рассмотрены области применения и основные этапы операции встречи. Приведены возможные маневры и траектории выведения космических аппаратов в зону встречи, а также методы синтеза этих траекторий и методы наведения, необходимые для выведения аппарата на промежуточные орбиты и непосредственно в зону встречи.

Для этапа сближения космических аппаратов исследованы вопросы оптимизации траекторий и законов управления; разработан метод обобщенных параметров, позволяющий уменьшить размерность исследуемой задачи; произведен анализ методов наведения маневрирующего космического аппарата на аппарат-цель.

Изложены основные аспекты причаливания и стыковки космических аппаратов, методы ручного и автоматического управления, принципы устройства стыковочных механизмов, методы моделирования причаливания и стыковки при помощи динамических стендов.

Книга рассчитана на научных работников и инженеров, но может быть также полезна для преподавателей, аспирантов и студентов вузов.

Иллюстр. 118. Табл. 17. Библ. 327 назв.

Рецензент инж. Б. И. Столповский

ПРЕДИСЛОВИЕ

Космонавтика, как наука о космических полетах, еще очень молода. Экспериментальная стадия этой науки началась, как известно, 4 октября 1957 г. запуском первого советского искусственного спутника Земли. За минувшее десятилетие темпы развития космических экспериментов непрерывно возрастали, охватывая все больший круг вопросов. К настоящему времени в СССР и США уже осуществлены первые космические эксперименты по встрече и стыковке на орбите двух космических аппаратов. В дальнейшем эта операция станет необходимым элементом многих космических полетов, например, при сборке и заправке на орбите топливом тяжелых межпланетных кораблей, при спасении на орбите экипажей космических кораблей и орбитальных станций в аварийных ситуациях, при снабжении орбитальных станций необходимыми материалами и т. д.

Встреча и стыковка аппаратов на орбите — одна из сложнейших и специфических проблем полетов в космосе, для решения которой требуется проведение обширной программы разнообразных теоретических и экспериментальных исследований. Первые результаты таких исследований опубликованы в многочисленных работах, нередко мало доступных широкому кругу читателей. Значимость этой проблемы для дальнейшего освоения космического пространства и интерес к ней со стороны читателей обусловили необходимость обобщения результатов, достигнутых при исследовании и осуществлении встречи и стыковки космических аппаратов на орбите.

Свой труд авторы и посвятили этой интереснейшей проблеме. В книге обобщены и систематизированы опубликованные в отечественной и зарубежной печати результаты исследований по динамике и управлению полетом космических летательных аппаратов, предназначенных для выполнения на орбите операций встречи и стыковки.

В первой главе приведены определения основных терминов, описаны первые эксперименты по встрече и стыковке на орбите и возможные области применения этих операций.

Вторая глава посвящена подготовке операции встречи и главным образом выведению космического аппарата в зону встречи. Здесь рассмотрены как отдельные маневры, так и схемы полета, необходимые для выведения космического аппарата в зону встречи; приведены методы синтеза траекторий, описаны методы наведения при выводе аппарата на промежуточные орбиты и непосредственно в зону встречи.

Третья глава — о методах сближения аппаратов — занимает центральное место в книге, что определяется как особой значимостью этапа сближения в операции встречи, так и научными интересами авторов. Здесь довольно подробно исследованы вопросы оптимизации траекторий и законов управления активным космическим аппаратом, разработан метод обобщенных параметров, позволяющий уменьшить размерность исследуемой задачи, проведен анализ методов наведения.

В последней главе изложены основные аспекты причаливания и стыковки космических аппаратов, методы ручного и автоматического управления, принципы устройства стыковочных механизмов, методы моделирования причаливания и стыковки аппаратов на динамических стендах.

Приведенные в книге обширные библиографические данные по литературе, посвященной рассматриваемой проблеме, позволят читателю в случае необходимости более подробно ознакомиться с различными аспектами проблемы.

Все критические замечания и пожелания по содержанию книги авторы просят направлять по адресу: Москва, К-51, Петровка, 24, издательство «Машиностроение».

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A — угол азимута, угол азимута запуска;
 \vec{a} — вектор управляющего (кажущегося) ускорения;
 a — большая полуось орбиты, управляющее ускорение, создаваемое продольным двигателем;
 a_* — номинальное ускорение, создаваемое продольным двигателем;
 a_{κ} — командное ускорение;
 a_n — ускорение, создаваемое поперечным двигателем, ориентированным по нормали к линии визирования;
 b — малая полуось орбиты;
 C — энергия орбиты;
 c — скорость истечения, скорость распространения радиоволн;
 D — относительная дальность;
 \dot{D} — скорость сближения;
 d — безразмерная относительная дальность;
 e — эксцентриситет орбиты;
 F — плотность светового потока, сила;
 g — гравитационное ускорение;
 H — минимизируемая функция, гамильтониан;
 h — высота, безразмерный параметр движения;
 I — функционал, момент инерции аппарата;
 i — угол наклона орбиты к экватору;
 $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}, \vec{l}$ — единичные векторы;
 K — кинетический момент, аэродинамическое качество;
 k — параметр торможения;
 L — прогнозируемый пролет;
 m — масса, число оборотов, звездная величина;
 \dot{m} — массовый секундный расход топлива;
 m_T — масса топлива;
 N — номер опорной точки;

- n — число оборотов на орбите, номер опорной точки;
 P — сила тяги;
 $P_{уд}$ — удельная тяга (удельный импульс);
 ρ — фокальный параметр, безразмерная скорость сближения;
 $\bar{\rho}$ — базис-вектор (состоящий из четных сопряженных переменных);
 R — радиус круговой орбиты;
 R_a — расстояние в апогее;
 R_p — расстояние в перигее;
 r — расстояние от центра Земли до космического аппарата;
 p, q, r — проекции угловой скорости вращения системы координат на оси x, y, z этой же системы соответственно;
 T — период обращения, продолжительность участка полета;
 t — время;
 U — гравитационный потенциал;
 \bar{u} — единичный вектор управляющего ускорения;
 u — функция управления;
 V — скорость полета (гл. II), относительная скорость (гл. III);
 V_n — нормальная скорость;
 ΔV — импульс скорости, характеристическая скорость (гл. II);
 V_x — характеристическая скорость (гл. III);
 W — энергия, работа;
 w — безразмерная угловая скорость линии визирования;
 X — аэродинамическое сопротивление;
 x, y, z — декартовы координаты;
 α — прямое восхождение, безразмерное ускорение;
 β — угловая высота цели над горизонтом;
 α, β, γ — углы поворота системы координат, постоянные оптимальной программы;
 δ — склонение, угол между вектором скорости и местной горизонталью цели;
 E — эксцентрическая аномалия;
 ε — угол места, угол ориентации вектора тяги (управляющего ускорения) относительно линии визирования;
 ε_n — угол между вектором тяги и осью x инерциальной системы координат;
 $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ — углы ориентации вектора тяги относительно соответствующих осей декартовой системы координат;
 η — угол между вектором относительной скорости и линией визирования;
 θ — угол наклона траектории;
 θ_k — угловое перемещение цели за время сближения;

- ϑ — истинная аномалия;
- \varkappa — разность долгот между восходящим узлом орбиты и меридианом точки старта;
- λ — долгота, множитель Лагранжа;
- M — средняя аномалия;
- μ — гравитационная постоянная;
- v — безразмерная скорость;
- ξ_i — оценки качества сближения;
- Q — удельная скорость;
- τ — эпоха, отношение начальной массы аппарата к секундному расходу топлива, безразмерное время;
- τ^0 — безразмерное время, нормализованное по начальным параметрам движения;
- Φ — угловая дальность, фазовый угол, угол между линией визирования и опорным направлением;
- φ — широта, угол между вектором относительного гравитационного ускорения и линией визирования;
- φ_r — геодезическая широта;
- χ — угол между плоскостью орбиты цели и плоскостью меридиана точки старта, координата точки в Б-проекции;
- Ψ — широта пересечения плоскостью орбиты меридиана точки старта, координата точки в Б-проекции, угол между вектором относительного гравитационного ускорения и радиусом-вектором цели;
- Ω — долгота восходящего узла;
- ω — аргумент перигея, угловая скорость;
- $\omega_{л.в}$ — угловая скорость линии визирования;
- $\omega_{ц}$ — орбитальная угловая скорость цели.

И н д е к с ы

- Z — Земля;
- n — инерциальный;
- k — конечный;
- $кр$ — круговой;
- n — нормальный (перпендикулярный к линии визирования);
- $п$ — перехватчик;
- $тр$ — требуемый;
- ϕ — фазирование;
- $ц$ — цель;
- $э$ — эффективный;
- i, j, n — номера величин;
- x, y, z — проекции на соответствующие оси декартовой системы координат;
- Σ — суммарный;

0 — начальный;

* — фиксированное, заданное или номинальное значение величины, параметры в момент переключения;

в — выведение;

л — лучевая;

ст — стартовая;

с — связанная, стыковка;

м. р. т — минимальный расход топлива;

т — торможение;

дв — двигатель;

х — характеристическая.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА
ОПЕРАЦИИ
ВСТРЕЧИ НА ОРБИТЕ

1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Встреча космических объектов на орбите представляет собой одну из важнейших операций в космосе. Разработка теории и техники этой операции является непременным условием дальнейшего освоения и использования космического пространства.

Терминология и определения для описания операции встречи еще окончательно не установлены, поэтому при изложении материала мы будем пользоваться терминологией, которая наиболее распространена в отечественной и зарубежной литературе по данному вопросу.

Под *операцией встречи* в самом общем случае понимается выведение двух или более объектов в некоторую относительно малую область космического пространства, сближение объектов и осуществление между ними физического контакта, или конструктивного соединения, т. е. стыковки. В частных случаях в операцию встречи некоторые из указанных элементов могут не входить. Например, один из встречающихся объектов к моменту начала операции может уже находиться на орбите. В других случаях соединение объектов не является необходимым или возможным и тогда после сближения объекты будут двигаться на некотором расстоянии друг от друга, т. е. совершать групповой полет.

Как можно видеть из определения, в операции встречи принимают участие по меньшей мере два объекта. Один из них при выполнении операции встречи обычно не маневрирует*. Этот пассивный объект удобно называть *целью*. Активный объект — маневрирующий космический аппарат, на который возлагается большая часть действий по обеспечению встречи (если не целиком вся операция) — будем называть *перехватчиком*, независимо от характера поставленной перед ним задачи.

* Не исключена и такая ситуация, когда маневрируют оба космических аппарата.

При исследовании операции встречи и разработке участвующих в ней аппаратов перехватчики и цели классифицируются по соответствующим признакам на отдельные группы.

Цели подразделяются на «свои», или известные, если имеется необходимая информация об их устройстве и характеристиках, и «чужие», или не известные, если такая информация полностью или частично отсутствует.

«Свои» цели подразделяются на *сотрудничающие* (снабженные какими-либо устройствами, облегчающими для перехватчика процессы ближнего наведения и стыковки, например радиоответчиком, оптическими отражателями и т. п.) и *несотрудничающие* (не снабженные оборудованием для участия во встрече). К последнему типу могут также относиться цели, которые являются сотрудничающими по своему назначению, но по каким-либо причинам не функционирующими (например, из-за отказа отдельных систем).

Как «свои» (сотрудничающие или несотрудничающие), так и «чужие» цели могут иметь фиксированную ориентацию или вращаться — от этого в большой степени зависит метод стыковки. В зависимости от скорости вращения цели можно разделить на *быстро вращающиеся* и *медленно вращающиеся*.

«Чужие» цели могут быть *активными* (когда они имеют возможность препятствовать стыковке с перехватчиком) или *пассивными* (когда они не имеют такой возможности).

Космические аппараты-перехватчики подразделяются на *возвращаемые* и *невозвращаемые* на Землю. Помимо этой классификации, перехватчики можно подразделять на *пилотируемые* и *беспилотные*.

В общем случае операция встречи вне зависимости от поставленной задачи состоит из следующих этапов (в некоторых случаях отдельные этапы могут отсутствовать):

- 1) подготовка;
- 2) старт и выведение цели на орбиту;
- 3) старт и выведение перехватчика в зону встречи;
- 4) поиск и захват цели;
- 5) сближение;
- 6) причаливание;
- 7) стыковка.

Этап подготовки операции встречи заключается в составлении плана (программы) операции и организации управления операцией в соответствии с этим планом. В частности, к работам, выполняемым на этом этапе, относятся выбор (если цель «своя») или определение (если цель «чужая») орбиты цели и синтез траекторий перехватчика, обеспечивающих вывод его в зону встречи.

Старт и выведение цели на орбиту производятся не во всех операциях встречи. Если цель уже находится на орбите, то перед запуском перехватчика определяют и прогнози-

руют орбиту цели. В тех случаях, когда цель «своя», орбиту цели выбирают по возможности так, чтобы облегчить осуществление встречи. После выведения такой цели на орбиту, определения параметров фактической орбиты и сравнения их с номинальными может оказаться целесообразным провести коррекцию орбиты, чтобы обеспечить наилучшие условия для встречи.

Возможен также обратный порядок запуска участвующих во встрече космических аппаратов: сначала на расчетную орбиту выводится перехватчик, а затем в зону предполагаемой встречи—цель. При любом порядке запуска перед стартом второго аппарата необходима возможно более точная оценка траектории движения аппарата, уже находящегося на орбите.

После проведения необходимых предстартовых работ осуществляется старт и выведение перехватчика в зону встречи. На этом этапе управление движением центра масс перехватчика, обеспечивающее вывод его в зону расчетной точки встречи, осуществляется *системой дальнего наведения*.

Расчетная точка встречи, используемая в процессе дальнего наведения, не совпадает с фактической из-за неизбежных ошибок дальнего наведения перехватчика и невозможности точно прогнозировать длительность последующих этапов встречи и, следовательно, перемещение цели за это время. Обычно перехватчик выводится в зону расчетной точки встречи с произвольной скоростью относительно цели.

Иными словами, система дальнего наведения обычно не обладает достаточной точностью, чтобы обеспечить перехватчику требуемые конечные условия встречи (близкие к нулю дальность и скорость относительно цели). Поэтому необходим этап сближения, в конце которого перехватчик выводится на малое расстояние от цели с небольшой относительной скоростью при помощи *системы ближнего наведения*, получающей информацию от бортовых измерительных средств об относительном движении перехватчика и цели.

Этап поиска и захвата цели, предшествующий этапу сближения, может осуществляться космонавтом или бортовыми средствами автоматики перехватчика. В случае использования радиолокационных координаторов цели при отсутствии помех и ложных целей этот процесс начинается с обнаружения цели как источника отраженных или собственных радиосигналов. Если же цель закрыта радиолокационными помехами, окружена ложными целями или координатор цели представляет собой оптическое устройство, то цель необходимо селективировать на фоне помех, ложных целей или на фоне звезд. После обнаружения или селекции цель «захватывается» координатором цели.

Этап сближения начинается с того момента, когда космонавт или бортовой координатор надежно «захватывает» цель, и заканчивается, когда расстояние между аппаратами и относи-

тельная скорость позволяют перейти к маневру окончательного сближения аппаратов (причаливанию).

На этапе причаливания перехватчик и цель сближаются с малой относительной скоростью, выдерживая взаимную ориентацию своих осей в заданных пределах. Этот этап заканчивается соприкосновением стыковочных узлов. На этапе стыковки производится окончательное соединение перехватчика и цели, в результате которого на их относительное движение налагаются некоторые механические связи. В предельном случае, когда осуществляется жесткое конструктивное соединение корпусов перехватчика и цели, они превращаются в единый составной космический аппарат. Минимальное количество связей обеспечивается при соединении аппаратов гибким тросом или шлангом.

После осуществления стыковки выполняются задачи, для которых была предназначена встреча на орбите (см. разд. 3). Затем в случае необходимости перехватчик может быть возвращен на Землю.

Для выведения перехватчика в зону встречи, сближения, причаливания и стыковки с целью необходим комплекс наземных и бортовых систем, основной из которых является *система управления полетом перехватчика*. Эта общая система состоит из: 1) системы управления ориентацией и 2) системы наведения (системы управления движением центра масс).

Система управления ориентацией — это группа бортовых устройств перехватчика, обеспечивающих требуемую ориентацию его осей в пространстве. Сюда входят измерительные устройства, определяющие угловые отклонения осей перехватчика от направлений, зафиксированных в пространстве, и скорости изменения этих отклонений, усилительно-преобразовательные и вычислительные устройства и исполнительные органы.

Система наведения управляет движением центра масс перехватчика. Информацию, необходимую для управления, поставляют измерительные устройства, которые во многих случаях образуют сложную измерительную (или навигационную) систему. Обработка этой информации и выработка сигналов наведения в соответствии с принятым методом наведения осуществляется усилительно-преобразовательными и вычислительными устройствами. Сигналы наведения при помощи системы управления ориентацией и двигательной установки преобразуются в управляющие ускорения (силы).

Обработка навигационной информации и выработка сигналов наведения могут происходить на борту перехватчика (при автономном наведении или самонаведении), на Земле или на цели, если, например, цель — космическая станция стационарного типа (при наведении по командам). В последнем случае в состав системы наведения входят радиоканалы для передачи информации и сигналов наведения. *Метод наведения* представляет собой пра-

вило (алгоритм), по которому определяются величина и направление управляющего ускорения в зависимости от текущих параметров движения (или начальных параметров движения и времени) перехватчика и цели.

Управляющее ускорение создается силами, направление и величину которых можно в полете изменять для воздействия на движение центра масс перехватчика. Обычно управляющими силами являются реактивные силы, а при полете в достаточно плотных слоях атмосферы — аэродинамические. Реактивные силы создаются одним или несколькими двигателями при помощи устройств, включающих или выключающих двигатели и (в случае необходимости) изменяющих величину тяги.

Обычно на каждом перехватчике имеются двигатели для создания ускорений, направленных вперед и назад вдоль продольной оси перехватчика. При помощи этих продольных двигателей корректируется орбита (путем изменения величины скорости полета) при выведении перехватчика в зону встречи, производится торможение перехватчика при сближении и причаливании, а также торможение при входе в атмосферу во время спуска на Землю.

В зависимости от способа создания управляющих ускорений может применяться один из следующих вариантов расположения двигателей, создающих управляющие силы, т. е. конструктивных схем космических аппаратов.

Первый вариант. Двигательная установка состоит только из продольных реактивных двигателей, тяга которых при повороте перехватчика вокруг какой-либо поперечной оси дает составляющие в нужных направлениях (рис. 1.1, а).

Второй вариант. Двигательная установка, кроме продольных, содержит поперечные двигатели, создающие силы тяги только вдоль одной из поперечных осей перехватчика (рис. 1.1, б); при этом для создания нормальной силы в любом направлении аппарат вращается вокруг продольной оси.

Третий вариант. В двигательной установке (рис. 1.1, в) дополнительно к продольным имеются поперечные двигатели, создающие тяги вдоль каждой из двух поперечных осей перехватчика и, следовательно, нормальную силу в любом направлении.

От схемы двигательной установки перехватчика зависит характер взаимодействия между системами наведения и управления ориентацией.

Когда нормальные ускорения создаются продольными двигателями при повороте перехватчика вокруг поперечных осей Oy_1 , Oz_1 , ориентация продольной оси Ox_1 в системе координат $Ox_0y_0z_0$, в которой производится управление полетом, осуществляется по сигналам системы наведения. При этом для упрощения системы управления полетом ось перехватчика Oy_1 обычно совмещается с координатной плоскостью Ox_0y_0 (см. рис. 1.1, а)

и далее удерживается в ней, для чего осуществляется стабилизация угла крена — угла между осью Oy_1 и плоскостью Ox_0y_0 .

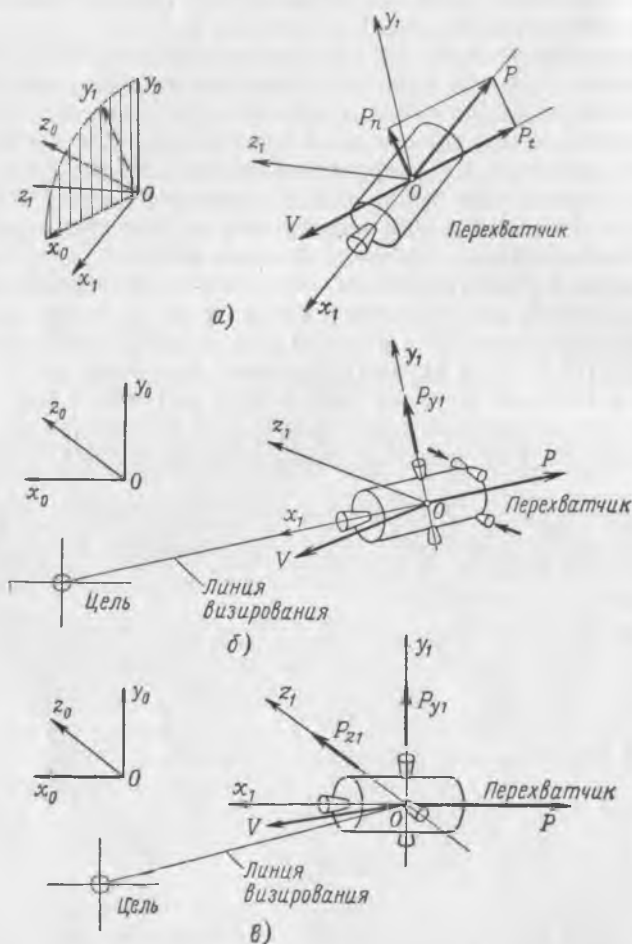


Рис. 1.1. Варианты расположения двигателей и ориентации перехватчика:

а—линейные ускорения создаются только вдоль продольной оси, ориентация которой осуществляется по сигналам наведения; б—задана ориентация продольной оси; линейные ускорения создаются вдоль продольной оси и одной из поперечных осей, ориентация которой осуществляется по сигналам наведения; в—ориентация задана полностью, линейные ускорения создаются вдоль трех связанных осей

При втором варианте продольная ось перехватчика во время полета непрерывно ориентируется в каком-либо заданном направлении, например по линии визирования цели (см. рис. 1.1, б), а ориентация оси, вдоль которой создаются поперечные

управляющие ускорения, определяется сигналами системы наведения.

Если поперечные ускорения создаются по двум осям переключателя (см. рис. 1.1, *в*), то ориентация его осей Oy_1 и Oz_1 не зависит от сигналов системы наведения и задается так, чтобы линии действия сил тяги двигателей были направлены по осям системы координат, в которой производится управление полетом.

В качестве примера рассмотрим схему двигательной установки космического корабля «Джемини», которая обеспечивает управление всеми этапами операции встречи. На рис. 1.2 показано расположение восьми двигателей для управления ориентацией и восьми — для создания линейных ускорений по схеме рис. 1.1, *в*.

При включении двигателей, вследствие специфики их размещения относительно центра масс, возникают перекрестные связи между линейными и угловыми движениями корабля; например, при боковом перемещении корабля одновременно появляется движение рысканья и, наоборот, вращение корабля вызывает линейное перемещение.

Управляющие моменты создаются путем включения соответствующих двигателей управления ориентацией. Две пары двигателей создают момент тангажа того или иного знака, а другие две пары — момент рысканья.

2. ПЕРВЫЕ ОПЕРАЦИИ ВСТРЕЧИ НА ОРБИТЕ

Несмотря на то, что исследованиями встречи на орбите ученые и инженеры занимаются всего лишь несколько лет, уже за это короткое время в решении многих теоретических и практических задач достигнуты большие успехи. Проведенные экспериментальные полеты показали практическую осуществимость операции встречи и позволили отработать различные системы и технические средства, обеспечивающие ее выполнение.

Первый эксперимент в решении проблемы встречи кораблей на орбите был проведен 12 августа 1962 г., когда два советских

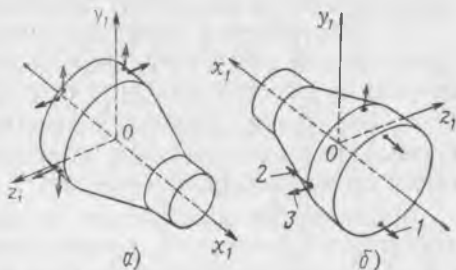


Рис. 1.2. Схема расположения управляющих двигателей на космическом корабле «Джемини» (вместо тяги короткими стрелками показаны векторы скоростей истечения газа из сопел двигателей):

a—управление ориентацией — восемь двигателей с тягой по 11 кг; *б*—управление линейными ускорениями:

1—один из двух двигателей с тягой 45 кг, направленной вдоль продольной оси вперед по полету; 2—один из двух двигателей с тягой 38 кг, направленной вдоль продольной оси назад против полета; 3—один из четырех двигателей с тягой 45 кг, направленной перпендикулярно продольной оси для создания поперечного управляющего ускорения

космических корабля «Восток-3» и «Восток-4», пилотируемые космонавтами А. Г. Николаевым и П. Р. Поповичем, выполнили групповой полет [1]. В задачу полета входили:

— отработка комплекса средств, обеспечивающих выведение второго космического корабля «Восток-4» в зону нахождения выведенного ранее на орбиту корабля «Восток-3»;

— практическая проверка возможности установления непосредственной радиосвязи между двумя кораблями при полете на разных расстояниях друг от друга;

— отработка комплекса наземных средств для управления несколькими космическими кораблями, одновременно совершающими полет по близким орбитам.

Минимальное расстояние между космическими кораблями, достигнутое за время совместного полета, составляло около 6,5 км. Корабль «Восток-4» был выведен на орбиту, достаточно близкую к орбите корабля «Восток-3». Поставленный эксперимент подтвердил практическую возможность точного выведения перехватчика в зону встречи с целью. Достигнутая точность выведения открыла широкие перспективы для дальнейшей отработки операции выведения.

Возможность осуществления пространственных маневров в космическом пространстве была впервые проверена при помощи созданных в СССР маневрирующих космических аппаратов «Полет-1» и «Полет-2». Запуски этих аппаратов состоялись 1 ноября 1963 г. и 16 апреля 1964 г. соответственно. Первоначальная орбита аппарата «Полет-1» имела высоту в перигее 339 км и высоту в апогее 592 км; после выполнения маневров высота в апогее увеличилась до 1437 км. Орбита аппарата «Полет-2» изменялась следующим образом: высота в перигее с 310 до 236 км, высота в апогее с 500 до 465 км, наклонение орбиты с 58 до 60°.

В США исследования и разработка операции встречи на орбите тесно связаны с программой полета на Луну «Аполлон». В июле 1962 г. был утвержден окончательный вариант полета на Луну космического корабля «Аполлон», который состоит из трех отсеков: командного (для экипажа), вспомогательного (для силовых установок и оборудования) и лунного экспедиционного отсека, предназначенного для посадки на поверхность Луны. Вариант предусматривает посадку на Луну пилотируемого лунного экспедиционного отсека, взлет с поверхности Луны и встречу с ожидающими его на селеноцентрической орбите командным и вспомогательным отсеками корабля. Несколько ранее, в декабре 1961 г., было объявлено о начале работ по программе «Джемини», переходной между программами «Меркурий» и «Аполлон». Задачи программы «Джемини» поэтому формулировались как второй этап пилотируемых полетов для приобретения опыта в области маневрирования, встречи и стыковки

на орбите, длительного космического полета, а также космических исследований с участием космонавтов [12, 16, 21, 35, 48].

Корабль «Джемини» (перехватчик) представляет собой маневрирующий двухместный космический аппарат для выполнения специальных операций и последующего возвращения на Землю с посадкой на воду. Для вывода корабля «Джемини» на орбиту применялась двухступенчатая ракета-носитель «Титан II». В качестве цели была использована ракетная ступень «Аджена Д» — модифицированный вариант второй ступени ракеты-носителя «Атлас-Аджена». На «Аджене Д» имелся специальный стыковочный отсек и она являлась «сотрудничающей» целью. Она могла управляться как по радиосигналам с Земли, так и по командам с борта корабля «Джемини», находившегося на орбите. Помимо радиопередатчика, на «Аджене Д» были установлены проблесковые навигационные огни (частота вспышек 65 в минуту), скрытые прожекторы подсветки и фосфоресцирующие реперы (на стыковочном конусе и на корпусе ракеты). Жесткое соединение объектов обеспечивалось специальным стыковочным механизмом, основная часть которого (плавающий конус с демпферами и пружинами) размещалась на цели.

В процессе подготовки полетов были рассмотрены различные варианты траекторий встречи, которые отличались главным образом методами фазирования. На рис. 1.3 показана стандартная схема полета с осуществлением встречи на четвертом витке полета перехватчика.

Так как запуск корабля «Джемини» осуществлялся практически при прохождении точки старта через плоскость орбиты цели, то для совмещения плоскостей орбит перехватчика и цели был необходим лишь небольшой поворот плоскости одной из орбит. На борту корабля «Джемини» имелся запас топлива, достаточный для поворота плоскости его орбиты примерно на $0,5^\circ$. В случае необходимости можно было также повернуть плоскость орбиты цели на $9,5-12^\circ$.

Дальнее и ближнее наведение осуществлялось при помощи навигационного оборудования и ЦВМ, а причаливание космо-

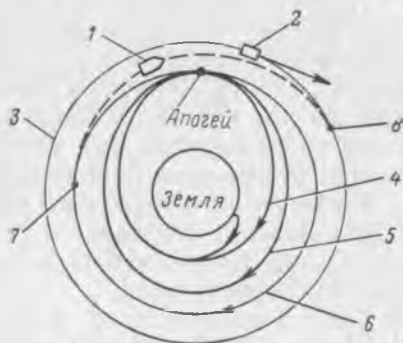


Рис. 1.3. Типовая схема встречи корабля «Джемини» с целью «Аджена Д»:

1—корабль «Джемини»; 2—цель; 3—круговая орбита цели (высота 298 км); 4—начальная орбита (высота в перигее 161 км, в апогее — 270 км); 5—фазированная орбита (высота перигея зависит от условий полета); 6—исходная круговая орбита для начала сближения (высота 270 км); 7—начало сближения; 8—точка встречи

навты производили вручную, наблюдая цель через иллюминатор.

После двух беспилотных запусков и трех полетов с космонавтами на борту был проведен первый эксперимент по встрече двух космических кораблей и групповому полету на близком расстоянии [67, 70, 73]. Корабль «Джемини-7» был специально переоборудован для участия в операции встречи в качестве цели (в носовой части корабля был установлен радиоответчик, а на переходном отсеке—два проблесковых навигационных огня).

Космический корабль «Джемини-7» (космонавты Ф. Борман и Дж. Ловелл) стартовал 4 декабря 1965 г. и после полета по нескольким промежуточным орбитам был переведен на почти круговую орбиту цели.

Старт космического корабля «Джемини-6» (космонавты У. Ширра и Т. Стаффорд) состоялся 15 декабря 1965 г. После выхода на начальную орбиту расстояние между кораблями составляло 1930 км. Встреча (без физического контакта) произошла в тот же день—корабли сблизилась на расстояние до 2 м. В дальнейшем групповом полете, который продолжался около 5 час, расстояние между кораблями уменьшалось до 30 см. Во время группового полета корабль «Джемини-6» совершил облет корабля «Джемини-7», держась от него на расстоянии около 3 м.

Следующий корабль этой серии — «Джемини-8» был запущен 16 марта 1966 г. [27, 28, 69]. Ракета-цель «Аджена-8» была предварительно выведена на орбиту, близкую к круговой. Экипаж «Джемини-8» (Н. Армстронг и Д. Скотт) выполнил в этом полете первую стыковку пилотируемого космического корабля с сотрудничающей беспилотной целью. Однако из-за неисправностей, возникших в бортовой электросистеме корабля, несколько двигателей системы управления ориентацией начали работать в неконтролируемом режиме и весь комплекс «Джемини—Аджена-8» стал вращаться с большой угловой скоростью. Экипажу корабля удалось отстыковаться от цели, после больших усилий сориентировать корабль и совершить аварийную посадку.

Запуск космического корабля «Джемини-9» (космонавты Т. Стаффорд и Ю. Сернан) был произведен 3 июня 1966 г. [55, 67, 70]. Ввиду того что ракету-цель «Аджена-9» не удалось вывести на заданную орбиту, была срочно подготовлена и выведена на орбиту другая цель — специальный беспилотный аппарат ATDA, оборудованный для встречи и стыковки. Однако космонавты смогли осуществить только сближение с этим аппаратом, стыковка же оказалась невозможной, так как со стыковочного отсека цели не отделился закрывавший его обтекатель.

После полета корабля «Джемини-9» был произведен более удачный полет корабля «Джемини-10» (космонавты Дж. Янг и М. Коллинз), который стартовал 18 июня 1966 г. и после выхода в зону встречи произвел стыковку с запущенной ранее целью —

ракетой «Аджена-10» [39, 67, 70]. После стыковки на ракете «Аджена-10» были включены двигатели и весь комплекс «Джемини—Аджена-10» перешел на новую орбиту. Это был первый маневр космического комплекса, собранного на орбите при помощи операции встречи и стыковки. Позднее весь комплекс был переведен на другую орбиту, корабль «Джемини-10» отделился от ракеты «Аджена-10» и начал маневр встречи с находящейся с марта 1966 г. на орбите новой пассивной целью—ракетой «Аджена-8». Корабль сблизился с целью на расстоянии около 15 м и начал групповой полет. Во время полета космонавт М. Коллинз, привязанный к кораблю фалом длиной 15 м, вышел в космос, приблизился к ракете «Аджена-8», снял с корпуса ракеты держатель с метеорными ловушками и возвратился с ним в кабину корабля. Таким образом, в этом полете была впервые выполнена встреча с несотрудничающей (пассивной) целью и снято с нее оборудование.

12 сентября 1966 г. космический корабль «Джемини-11» (космонавты Ч. Конрад и Р. Гордон) стартовал для осуществления встречи на своем первом витке при помощи только бортового оборудования с запущенной ранее целью «Аджена-11» [40] (рис. 1.4). Этот эксперимент был успешно выполнен сначала первым космонавтом Ч. Конрадом. После расстыковки и отхода корабля от цели на расстояние 45 км второй космонавт Р. Гордон выполнил повторную стыковку. Затем комплекс «Джемини—Аджена-11» был переведен на новую орбиту и снова возвращен на исходную круговую орбиту прежней высоты.

Заключительный полет по программе «Джемини» [69, 70] позволил закрепить полученные ранее результаты. В этом полете корабль «Джемини-12» (космонавты Дж. Ловелл и Э. Олдрин) стартовал 11 ноября 1966 г. После выхода на заданную орбиту полет корабля в зону встречи с целью «Аджена-12», уже находившейся в космосе, и захват цели бортовым радиолокатором происходил автоматически без помощи наземных станций. Однако полностью автоматическое сближение кораблей осуществить не удалось, так как на расстоянии 388 км на цели «Аджена-12» отказал радиответчик. Когда корабль находился позади цели на расстоянии около 111 км, космонавты при помощи секстанта и бортовой ЦВМ определили потребное для завер-

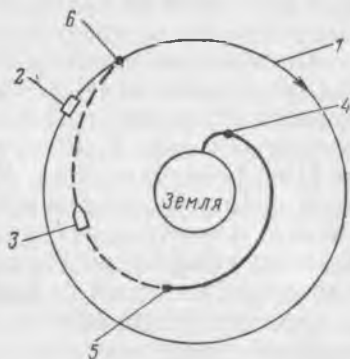


Рис. 1.4. Схема операции встречи на первом витке полета корабля «Джемини-11» с целью «Аджена-11»:

1—круговая орбита цели (высота 298 км); 2—цель; 3—перехватчик; 4—перигей переходной орбиты (высота 161 км); 5—начало этапа сближения (высота 279,5 км); 6—точка встречи

шения сближения приращение характеристической скорости, и успешно завершили операцию встречи и стыковки на третьем витке.

В результате выполнения программы «Джемини» были решены отдельные задачи, имеющие важное значение для освоения операции встречи на орбите, и накоплен практический опыт по осуществлению встречи и стыковки пилотируемых космических аппаратов не только в стандартных, но и в довольно сложных условиях, не предусмотренных первоначальной программой.

Применение операции встречи занимает особое место в программе «Аполлон» [4]. Первый полет по этой программе пилотируемого космического корабля «Аполлон-7», в состав экипажа которого входили У. Ширра, Д. Эйзел и У. Кэннингхем, состоялся 11—22 октября 1968 г. Корабль был выведен на геоцентрическую орбиту двухступенчатой ракетой-носителем «Сатурн-IV» (во всех последующих запусках по программе «Аполлон» использовалась трехступенчатая ракета-носитель «Сатурн-V»). Корабль «Аполлон-7» состоял из командного и вспомогательного отсеков. В процессе полета производилось сближение корабля со второй ступенью ракеты-носителя.

21 декабря 1968 г. стартовал космический корабль «Аполлон-8» с космонавтами Ф. Борманом, Дж. Ловеллом и У. Андерсом. В состав корабля, помимо командного и вспомогательного отсеков, входил также облегченный макет лунного экспедиционного отсека. Корабль был выведен на траекторию полета к Луне. После отделения от ракеты-носителя имитировался маневр перестроения отсеков, предшествующий стыковке основного блока корабля с лунным отсеком. Экипаж корабля «Аполлон-8» успешно выполнил основную задачу запуска—полет к Луне с выходом на селеноцентрическую орбиту—и благополучно вернулся на Землю 27 декабря 1968 г.

Одной из основных целей при запуске космического корабля «Аполлон-9», состоявшемся 3 марта 1969 г., была отработка встречи и стыковки основного блока с взлетной ступенью лунного отсека на геоцентрической орбите. В экипаж корабля входили Дж. Макдивитт, Д. Скотт и Р. Швейкарт. 7 марта Р. Швейкарт и Дж. Макдивитт перешли в лунный отсек и отделили его от основного блока, в котором оставался Д. Скотт. После серии маневров лунного отсека и отделения от него посадочной ступени взлетная ступень с космонавтами сблизилась и состыковалась с основным блоком корабля на геоцентрической орбите. Полет закончился 13 марта 1969 г.

Полет космического корабля «Аполлон-10» с космонавтами Г. Стаффордом, Дж. Янгом и Ю. Сернаном был генеральной репетицией посадки на Луну. В ходе полета были произведены все необходимые операции, кроме собственно посадки. Корабль «Аполлон-10» стартовал 18 мая 1969 г. После перехода на траекторию полета к Луне было произведено перестроение отсеков

и отделение корабля от последней ступени ракеты-носителя. 21 мая корабль перешел на селеноцентрическую орбиту, а 22—23 мая Т. Стаффорд и Ю. Сернан провели испытания лунного отсека в автономном полете в окрестности Луны с имитацией посадки. Сближение, причаливание и стыковка взлетной ступени с основным блоком были произведены над невидимой с Земли частью Луны. 26 мая космонавты возвратились на Землю.

16 июля 1969 г. к Луне стартовал космический корабль «Аполлон-11». На борту корабля находились космонавты Н. Армстронг, М. Коллинз и Э. Олдрин. 20 июля после перехода космического корабля на селеноцентрическую орбиту началась подготовка к посадке на Луну. Космонавты Н. Армстронг и Э. Олдрин перешли в лунный отсек и отделили его от основного блока, в котором оставался М. Коллинз. Затем, выполнив серию маневров, Н. Армстронг и Э. Олдрин совершили благополучную посадку лунного отсека на Луну. Это произошло 20 июля 1969 г. в 23 часа 17 мин 42 сек по московскому времени. 21 июля в 05 час 56 мин 20 сек Н. Армстронг вышел на поверхность Луны, позднее к нему присоединился Э. Олдрин. После сбора образцов лунной породы и установки приборов на поверхности Луны космонавты возвратились в лунный отсек. Старт взлетной ступени был произведен в расчетное время. Сближение, причаливание и стыковка с основным блоком были произведены 22 июля, а примерно через 8 час после этого основной блок с тремя космонавтами уже был на пути к Земле. 24 июля космонавты возвратились на Землю.

Высадка космонавтов на Луну и благополучное возвращение их на Землю—важный шаг в покорении космоса, который стал возможным благодаря применению операции встречи.

Однако операция встречи и стыковки космических аппаратов, выполняемая с участием человека, не решает всего комплекса проблем, связанных со встречами. Для выполнения многих операций встречи потребуются автоматическая стыковка, которая по сравнению с ручной позволит значительно упростить космический корабль, устранив из него систему жизнеобеспечения и снизив требования к нагрузкам и надежности всех систем. Задача автоматической встречи и стыковки была впервые решена советскими специалистами. 30 октября 1967 г. была успешно произведена автоматическая стыковка искусственных спутников «Космос-186» и «Космос-188», а 15 апреля 1968 г. — стыковка спутников «Космос-212» и «Космос-213» [2].

Спутник «Космос-186», который в процессе встречи и стыковки играл роль перехватчика, был выведен на орбиту 27 октября 1967 г. Фактическая орбита спутника «Космос-186» по команде с Земли была 29 октября скорректирована так, чтобы 30 октября спутник мог пройти примерно над местом старта спутника «Космос-188», еще находившегося на Земле. Спутник-цель «Космос-188» стартовал 30 октября, причем время запуска было выбрано таким образом, чтобы после отделения от ракеты-носи-

теля цель оказалась в зоне встречи со спутником «Космос-186» (рис. 1.5). Поиск и радиозахват, сближение, причаливание и стыковка осуществлялись автоматически при помощи специального оборудования, установленного на каждом спутнике. Жесткая стыковка спутников была зарегистрирована телеметрической аппаратурой в 12 час 30 мин по московскому времени 30 октября 1967 г. Полет состыкованного комплекса продол-

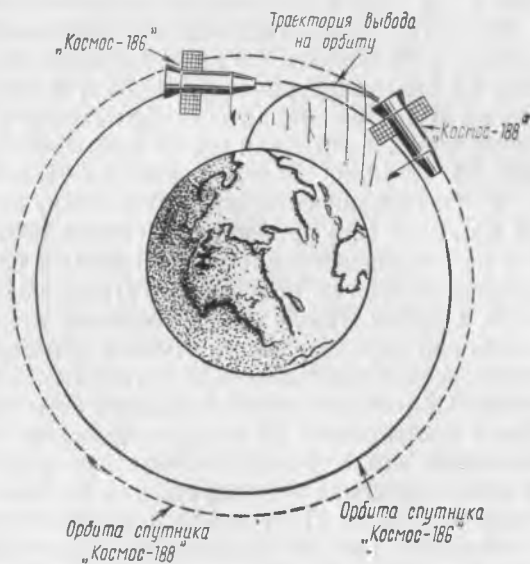


Рис. 1.5. Схема выведения советского пассивного спутника-цели «Космос-188» в зону автоматического сближения и стыковки с перехватчиком — спутником «Космос-186».

Параметры орбит спутников перед сближением: «Космос-186» — период обращения 88,64 мин, высота в апогее 260 км, высота в перигее 180 км; «Космос-188» — период обращения 88,97 мин, высота в апогее 276 км, высота в перигее 200 км

жался 3,5 часа. По истечении этого времени по команде с Земли были произведены расстыковка и разделение спутников, после чего они удалились друг от друга.

Аналогично была произведена автоматическая стыковка беспилотных спутников «Космос-212» и «Космос-213» того же типа (рис. 1.6). 14 апреля 1968 г. на орбиту был выведен спутник «Космос-212», а 15 апреля — спутник «Космос-213». В этот же день (т. е. 15 апреля) были успешно осуществлены все этапы операции встречи и стыковки спутников. После расстыковки оба спутника продолжали полет на разных орбитах для завершения намеченной программы экспериментальных и научных исследо-

ваний. По окончании исследований спутники «Космос-212» и «Космос-213» были возвращены на Землю 19 и 20 апреля соответственно и приземлились в заданных районах.

Следующим важным шагом на пути освоения операции встречи явились полеты новых советских космических кораблей «Союз» [3]. Корабль «Союз-3» (рис. 1.7) был оснащен системой автоматической стыковки, которая уже дважды была проверена в парных полетах спутников «Космос». Управ-

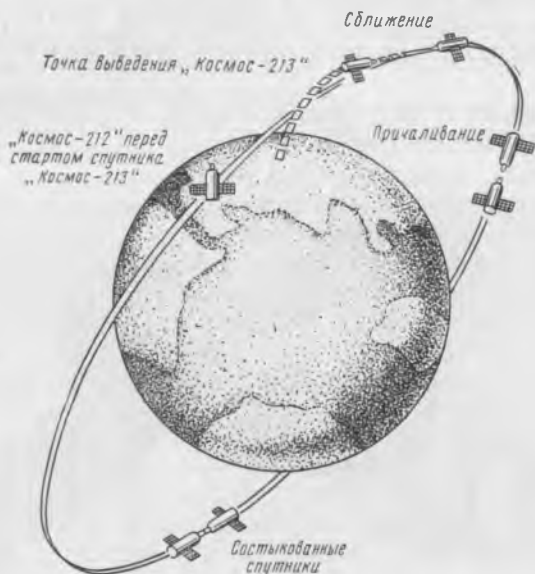


Рис. 1.6. Схема выведения на орбиту, автоматического сближения, причаливания и стыковки советских спутников «Космос-212» и «Космос-213»:

Параметры орбит спутников: «Космос-212» — наклонение $51,7^\circ$, высота в апогее 239 км, высота в перигее 210 км, период обращения 88,75 мин; «Космос-213» — наклонение $51,4^\circ$, высота в апогее 291 км, высота в перигее 205 км, период обращения 89,16 мин

ление бортовыми системами корабля могло осуществляться как космонавтом, так и автоматически — по командам, передаваемым с Земли; оборудование обеспечивало полностью автономный полет корабля без участия наземных командных станций.

25 октября 1968 г. на орбиту была выведена цель — беспилотный корабль «Союз-2», а 26 октября в момент прохождения цели над космодромом был запущен перехватчик — космический корабль «Союз-3», пилотируемый летчиком-космонавтом, Героем Советского Союза, заслуженным летчиком-испытателем СССР,

полковником Г. Т. Береговым. После отделения от ракеты-носителя с корабля «Союз-3» был произведен радиопоиск корабля «Союз-2». После захвата цели между кораблями началось сближение, которое на первом этапе осуществлялось автоматической системой. Когда между ними было достигнуто расстояние в 200 м, корабль «Союз-3» был переведен на ручное управление, при помощи которого был осуществлен последующий этап сближения. По выполнении этого этапа корабли разошлись на расстояние 565 км, а затем вновь сблизились.

По окончании совместных экспериментов корабль «Союз-2» по команде с Земли был возвращен на Землю, а корабль «Союз-3» продолжал полет в соответствии с заданной программой.

30 октября по окончании программы исследований корабль «Союз-3» успешно завершил полет.

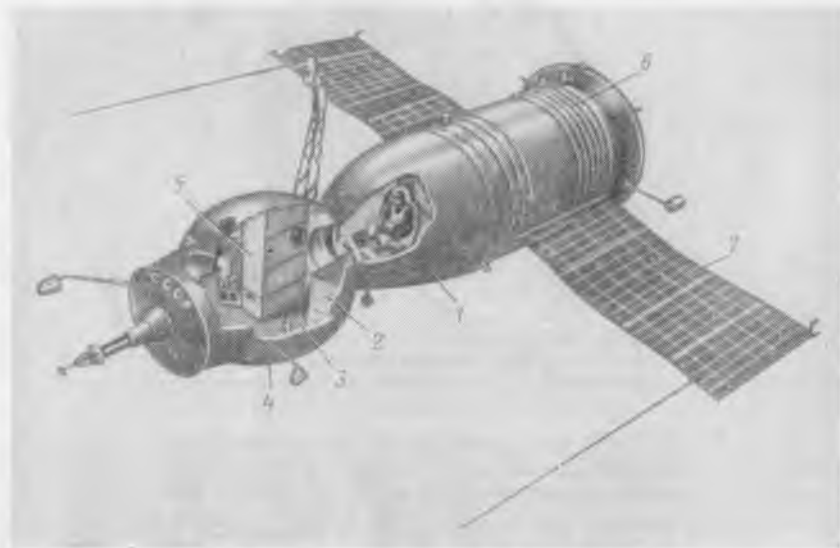


Рис. 1. 7. Советский пилотируемый космический корабль «Союз-3»:

1—кабина космонавта; 2—место для отдыха; 3—входной люк; 4—орбитальный отсек; 5—рабочее место космонавта; 6—приборно-агрегатный отсек; 7—солнечные батареи

Полеты автоматических спутников «Космос» и кораблей «Союз-2» и «Союз-3» подготовили выдающийся научно-технический эксперимент, выполненный кораблями «Союз-4» и «Союз-5». 14-го января 1969 г. на орбиту был выведен космический корабль «Союз-4», пилотируемый летчиком-космонавтом подполковником В. А. Шаталовым, а через сутки — космический корабль «Союз-5» с экипажем из трех летчиков-космонавтов: командира

корабля подполковника Б. В. Волынова, борт-инженера А. С. Елисеева и инженера-исследователя подполковника Е. В. Хрунова. В процессе группового полета космических кораблей производилось маневрирование с ручным управлением, в результате чего корабли сблизились с расстояния более 1000 км до нескольких километров. Затем было произведено автоматическое сближение до расстояния около 100 м, после чего командиры кораблей В. А. Шаталов и Б. В. Волынов перешли на ручное управление и осуществили причаливание, которое было завершено взаимным механическим захватом, жестким стягиванием кораблей и соединением их электрических цепей. Таким образом, 16-го января на орбите искусственного спутника Земли была впервые в мире собрана и начала функционировать экспериментальная космическая станция.

Во время полета станции космонавты Е. В. Хрунов и А. С. Елисеев, надев скафандры, вышли из корабля «Союз-5» в открытое космическое пространство, чтобы выполнить научные эксперименты и наблюдения. В открытом космосе космонавты находились около часа, а затем они перешли в космический корабль «Союз-4». После трех витков совместного полета корабли «Союз-4» и «Союз-5» расстыковались и продолжили полет раздельно. 17-го и 18-го января была произведена последовательно мягкая посадка на Землю кораблей «Союз-4» и «Союз-5».

Успешным выполнением программы полета этих кораблей сделан крупный шаг в деле изучения и освоения космического пространства: созданы предпосылки для выполнения в условиях космического пространства таких важных операций, как сборка и обслуживание орбитальных станций и ремонтно-стартовых комплексов, сборка межпланетных кораблей, спасение экипажей космических кораблей при аварийных ситуациях, замена и ремонт спутников и т. д.

3. ПРИМЕНЕНИЕ ОПЕРАЦИИ ВСТРЕЧИ В БУДУЩЕМ

Встреча на орбите будет необходимым элементом многих перспективных космических полетов и операций. В зависимости от вида и назначения операции требования к проведению встречи могут быть самыми различными. В связи с этим целесообразно вкратце остановиться на основных космических операциях, при выполнении которых, как можно себе представить, будет применяться встреча на орбите. В настоящее время можно предположить, что такими операциями могут быть:

- 1) сборка и обслуживание орбитальных станций (смена экипажей, доставка припасов и т. д.);

- 2) обеспечение межпланетных полетов (сборка космических кораблей на планетоцентрических орбитах, заправка топливом, доставка и снятие экипажей и др.);

- 3) спасение космонавтов, потерпевших аварию на орбите;
- 4) инспекция орбитальных объектов, «расчистка» геоцентрических орбит, устранение из космического пространства потенциально опасных объектов;
- 5) ремонт или замена на орбите вышедших из строя спутников.

Безграничные перспективы, открываемые встречей космических аппаратов на орбите, были предсказаны К. Э. Циолковским [5]. Он говорил: «Мы можем достигнуть завоевания солнечной системы очень доступной тактикой. Решим сначала легчайшую задачу: устроить эфирное поселение поблизости Земли в качестве ее спутника на расстоянии 1—2 тысяч километров от поверхности, вне атмосферы... Поселившись тут устойчиво и общественно, получив надежную и безопасную базу, освоившись хорошо с жизнью в эфире (в материальной пустоте), мы уже более легким путем будем изменять свою скорость, удаляться от Земли и Солнца, вообще разгуливать, где нам понравится»... «Эти жилища и все принадлежности для них должны доставляться ракетами с Земли в сложенном (компактном) виде, раскладываться и собираться в эфире по прибытии на место». Строить в космосе орбитальные станции и межпланетные корабли, транспортируя с Земли детали для сборки их на орбите, — в этом сущность гениальных предначертаний К. Э. Циолковского.

СБОРКА И ОБСЛУЖИВАНИЕ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Постоянные орбитальные станции, обращающиеся длительное время вокруг Земли и используемые для научных и технических целей, будут представлять собой первые колонии человека в космическом пространстве. Значение работ, производимых на таких станциях, для науки и техники трудно переоценить. Перечислим основные из возможных приложений орбитальных станций:

- 1) медико-биологические исследования;
- 2) физико-химические исследования;
- 3) внеатмосферные астрономические исследования;
- 4) глобальное изучение Земли и земной атмосферы;
- 5) исследования космической среды;
- 6) применение в глобальных системах навигации и связи;
- 7) отработка и проверка работы различных технических систем в условиях глубокого вакуума и невесомости.

Вопросы проектирования орбитальных станций не входят в задачи настоящей книги, поэтому рассмотрим вкратце лишь те стороны проблемы создания орбитальных станций, которые имеют отношение к операции встречи на орбите.

Предполагается, что для создания больших орбитальных станций потребуются доставка на орбиту отдельных «строитель-

ных блоков» с последующей сборкой. При этом будет широко использоваться операция встречи и стыковки на орбите. Но и при эксплуатации даже небольших станций встреча и стыковка явятся обязательным элементом системы обслуживания, так как все необходимое придется доставлять на орбитальные станции при помощи специальных космических кораблей снабжения. Таким же способом будет осуществляться и смена экипажа. Частота запуска кораблей снабжения зависит от численности экипажа станции, длительности его пребывания на орбите, потребности восполнения запасов и замены оборудования и от размеров корабля снабжения. Как показали исследования [19, 22], для обслуживания орбитальной станции требуется очень большое количество запусков кораблей снабжения (табл. 1.1) и такое же количество встреч и стыковок со станцией.

Таблица 1.1

Число рейсов с Земли кораблей снабжения, обеспечивающих функционирование на орбите одной орбитальной станции в течение года из расчета на одного члена экипажа при месячном интервале смены экипажа

Тип корабля снабжения	Число рейсов с Земли в год
Стандартный 2-местный корабль „Джемини“	6
Стандартный 3-местный корабль „Аполлон“	4
Модифицированный 6-местный корабль типа „Аполлон“	2
12-местный корабль типа „Аполлон“	1

В настоящее время в США разрабатываются проекты перспективных орбитальных станций [13]. Проекты различаются размерами станций, способами выведения на орбиту и сборки, степенью использования стандартных блоков и т. д., однако все они основаны на использовании операции встречи и стыковки.

Для снабжения станций предполагается использовать модифицированные космические корабли «Джемини В» и «Аполлон Х», причем часть этих кораблей будет служить основными блоками для сборки станций [42, 53]. Для стыковки на орбите нескольких космических кораблей научно-исследовательский центр им. Маршалла NASA * приступил к разработке специального переходного отсека MDA (многоместный переходник для стыковки). Отсек, имеющий пять стыковочных люков, предназначен для соединения нескольких кораблей «Аполлон» во временную сборную

* NASA (National Aeronautics and Space Administration)—Национальное управление по авиации и исследованию космического пространства (США).

орбитальную станцию. Предусматриваются также парные и тройные запуски кораблей «Аполлон» с многократным осуществлением встречи и стыковки не только на геоцентрической, но и на селеноцентрической орбите.

Для создания орбитальных станций предусматривается использование не только космических кораблей, но и последних ступеней ракет-носителей, например ступени S-IVB ракеты-носителя «Сатурн-V» [11, 68]. После израсходования топлива на орбитальные маневры пустая ступень S-IVB может быть состыкована с маневрирующим кораблем для образования небольшой орбитальной станции. Для этого ступень должна быть заранее снабжена стыковочным устройством и всем необходимым оборудованием. Некоторую доработку космонавты будут производить уже во время пребывания на построенной таким способом станции.

Идея использования кораблей снабжения в качестве строительных блоков находит применение в проектах космических станций, удаленных от Земли. В этом случае отсек типа MDA будет представлять собой центральную часть станции, образуя основу для сборки. Отсек выводится на круговую орбиту первым. Затем по мере надобности выводятся и стыкуются с ним корабли снабжения, которые в результате и образуют орбитальную станцию. Таким образом станция может постепенно увеличиваться и превращаться как бы в космический городок на орбите. Основные достоинства такой схемы сборки станции заключаются в том, что при этом:

1) максимально используются существующие технические средства, что позволяет сократить расходы на создание станции;

2) обеспечивается секционность конструкции станции, что удобно для замены вышедших из строя отсеков (кораблей), например при пробое обшивки метеоритом;

3) в случае аварийной ситуации каждый отсек превращается в автономный спасательный корабль, который может отделиться от станции и уйти на другую орбиту, где будет дожидаться помощи с Земли;

4) отпадает необходимость в переправке грузов с кораблей снабжения на станцию, так как после стыковки эти корабли сами становятся частью станции.

Для сборки и обслуживания орбитальных станций разрабатываются также проекты специализированных кораблей снабжения, которые в случае необходимости могут использоваться и для спасательных операций. К таким проектам относятся, например, проекты транспортного космического корабля «Ромбус» [9], двухступенчатого аппарата «Астро» [26], одноступенчатого аппарата «Астроплан» [20] и другие [10, 61].

Методы выполнения операции встречи кораблей снабжения с орбитальной станцией должны быть очень простыми и надеж-

ными. Ввиду того что орбиты станций выбираются заранее, можно обеспечить такие условия встречи, при которых от участвующих в операции космических аппаратов потребуются минимальные энергетические затраты и несложные маневры. Методы причаливания и стыковки будут, вероятно, более сложной проблемой, особенно в случае вращающихся (для стабилизации или для создания искусственной силы тяжести) станций. Эти методы главным образом и определяют особенности применения операции встречи и стыковки для обслуживания орбитальных станций.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

Операция встречи в будущем может стать необходимым элементом полета пилотируемого космического корабля, предназначенного для исследования планет. По мере возрастания сложности космической задачи и, следовательно, энергетических затрат на заданный полет увеличивается требуемое отношение стартового веса ракетной системы к весу полезной нагрузки, предусмотренной для выполнения основной задачи полета (табл. 1.2) [30].

Таблица 1.2

Задача полета	Отношение стартового веса ракетной системы к весу полезной нагрузки
Выход из сферы земного притяжения или полет на Луну	100—1 000
Полет на Луну с возвращением	1 000—10 000
Полет на Венеру с возвращением	10 000—100 000

Это вызывает необходимость создания гигантских по своим размерам и мощности ракет-носителей, крайне удорожает разработку и эксплуатацию стартовых комплексов. Для некоторых межпланетных полетов потребуются настолько мощные ракеты-носители, что их постройка окажется просто невозможной.

Встреча и стыковка на геоцентрической орбите, осуществляемая для сборки межпланетных кораблей или для заправки их топливом, с одной стороны, позволит устранить неоправданное утяжеление ракеты-носителя, а с другой — даст возможность создавать ракетно-космические системы, которые лучше всего будут отвечать задачам полета. Например, уже использование отдельного посадочного отсека для спуска на планету и последующей встречи с кораблем, возвращающимся на Землю,

позволяет уменьшить вес выводимой на геоцентрическую орбиту нагрузки в 1,8—2,3 раза для полета на Луну, в 5—8 раз для полета на Марс и в 15—20 раз для полета на Венеру.

Приведем частный пример, заимствованный из работы [29]. Пусть требуется разогнать некоторую полезную нагрузку весом A до второй космической скорости. Для этого можно использовать одну большую ракету-носитель Р1, непосредственно выполняющую задачу, или шесть меньших ракет-носителей РИ, каждая из которых выводит на геоцентрическую орбиту полезную нагрузку весом $A/3$ (удвоение суммарной полезной нагрузки связано с учетом веса стыковочного оборудования и соответствующих систем), после чего собирается полный аппарат, разгоняемый до второй космической скорости. Сравнительные данные по стоимости обоих вариантов приведены в работе [29]. Как явствует из работы, встреча и стыковка позволяют уменьшить стоимость всей программы полетов почти в 1,5 раза, причем самым важным фактором является сокращение требуемой продолжительности разработки ракеты-носителя.

Из непосредственного весового анализа видно преимущество варианта со встречей на селеноцентрической орбите по сравнению с прямым полетом всего корабля на Луну и обратно [14]. В табл. 1.3 приведены соответствующие данные при допущении, что удельный импульс для всех двигателей составляет 280 сек. Из сравнения видно, что вариант встречи на селеноцентрической орбите позволяет существенно уменьшить стартовый вес ракетно-космической системы на поверхности Земли.

Таблица 1.3

Сравнение весовых данных при разных методах полета на Луну

Отсеки и системы	Прямой полет без выхода на селеноцентрическую орбиту	Полет с выходом на селеноцентрическую орбиту
	вес в т	
Командный отсек (возвращаемый на землю)	6,8	6,8
Двигательная установка для перехода на траекторию возвращения к Земле	19,5 (с поверхности Луны)	3,8 (с селеноцентрической орбиты)
Взлетная ступень для подъема с поверхности Луны	—	3,5 (на селеноцентрическую орбиту)

Отсеки и системы	Прямой полет без выхода на селеноцентри- ческую орбиту	Полет с выходом на селеноцентри- ческую орбиту
	вес в т	
Полезная нагрузка для посадки на Луну	—	2,7
Посадочные устройства	0,36	0,09
Посадочная ступень для посадки на поверхность Луны	—	8,75 (с селеноцентри- ческой орбиты)
Двигательная установка для полета на Луну	87 (на поверхность Луны)	14 (на селеноцентри- ческую орбиту)
Космическая система, стартующая с геоцентрической орбиты	113,66	39,64
Ракетно-космическая система перед стартом с поверхности Земли	8000	2700

Приведенные выше данные убедительно свидетельствуют в пользу применения встречи и стыковки для лунных и межпланетных перелетов. Это обстоятельство и определило выбор американскими специалистами следующей схемы полета на Луну [7, 49]. Трехместный космический корабль «Аполлон» выводится на селеноцентрическую орбиту, после чего от него отделяется лунный экспедиционный отсек с двумя космонавтами, который и совершает посадку на поверхность Луны. После выполнения программы лунный экспедиционный отсек (вернее его взлетная ступень, так как тормозной двигатель и посадочные стойки остаются на Луне) стартует с поверхности Луны и встречается с находящимися на селеноцентрической орбите командным и вспомогательным отсеками. После стыковки космонавты экспедиционного отсека переходят в командный отсек, а лунный экспедиционный отсек, отделившись, остается на селеноцентрической орбите. Затем двигательная установка вспомогательного отсека выводит командный отсек на траекторию полета к Земле. Вспомогательный отсек остается присоединенным к командному отсеку до момента входа в плотные слои атмосферы. Здесь вспомогательный отсек используется для окончательной коррекции траектории входа, после чего он отделяется.

В процессе встречи на селеноцентрической орбите роль перехватчика может выполнять любой из стыкующихся аппаратов

в зависимости от обстановки. Однако предпочтительнее, чтобы роль перехватчика выполнял лунный экспедиционный отсек, так как при этом экономится топливо возвращающегося на Землю командного отсека.

Операции встречи на геоцентрической орбите позволяют осуществить сложные межпланетные полеты при помощи существующих или разрабатываемых ракет-носителей [60, 64]. Так, в американском проекте облета Марса шестиместным кораблем предусматривается сборка на геоцентрической орбите космической системы, состоящей из межпланетного корабля и орбитальной стартовой ракеты (роль которой будет играть ступень S-IVB), полностью заправленной топливом. Для доставки на орбиту блоков межпланетной системы и ее сборки понадобятся четыре ракеты «Сатурн-V» и одна ракета «Сатурн-IV». Несколько меньший космический корабль для полета к Венере предполагается собрать при помощи трех ракет-носителей «Сатурн-V».

Следует отметить, что осуществление встречи на орбите (геоцентрической, селеноцентрической или планетоцентрической) для обеспечения межпланетных полетов может оказаться менее целесообразным по сравнению со встречей на траектории полета к планете [18, 46]. Так, например, облет Луны со встречей на траектории полета к Луне без использования мощных ракет-носителей класса «Сатурн» в свое время предполагалось осуществить следующим образом:

1) ракета-носитель «Титан-3» выводит на геоцентрическую орбиту ракету «Кентавр», которая затем переходит на траекторию полета к Луне;

2) одновременно при помощи другой ракетной системы «Титан—Кентавр» на траекторию полета к Луне выводится космический корабль типа «Джемини»;

3) на траектории полета к Луне корабль «Джемини» встречается и стыкуется с ракетой «Кентавр», огибает Луну и использует ракету «Кентавр» для перехода на траекторию возвращения к Земле.

К очевидным достоинствам такой схемы облета Луны следует отнести большую надежность, так как для выхода на траекторию полета к Луне используются проверенные на Земле ракетные системы (а не собранные на геоцентрической орбите из отдельных частей); сокращение времени выполнения операции (так как в этом случае не потребуется сборка и заправка топливом на орбите и ожидание момента перехода на межпланетную траекторию) и как следствие этого снижение веса всей ракетно-космической системы. Вместе с тем при такой схеме облета Луны корабль не сможет вернуться на Землю, если встреча и стыковка с ракетой почему-либо не состоится. Кроме того, следует отметить трудности маневрирования на гиперболических траекториях.

При выполнении многих межпланетных операций (например, спасения экипажа межпланетных кораблей в аварийных ситуациях) нельзя будет обойтись без операции встречи на гиперболических скоростях.

Программа полета к Марсу в принципе может быть дополнена спуском с выполняющего этот полет межпланетного корабля специального зонда, который после проведения необходимых исследований вернется обратно на корабль, совершив встречу с ним на гиперболических скоростях. Проект такой операции рассмотрен в работе [71]. Корабль должен пройти в 370 км от поверхности Марса и возвратиться на Землю. Для сборки на геоцентрической орбите межпланетного корабля и его двигательной установки, состоящей из трех ракетных ступеней S-IVB, потребуются семь запусков ракет-носителей «Сатурн-V». Необходимые маневры для сборки космической системы должны производиться при помощи модифицированного корабля «Аполлон», который после завершения сборки вернется на Землю.

За 5—10 суток до того, как межпланетный корабль пролетит мимо Марса, от корабля должны отделиться зонд для выхода на орбиту спутника Марса, зонды для мягкой и жесткой посадки на поверхность планеты и специальный зонд с трехступенчатой стартовой ракетой для взятия пробы грунта (около 1 кг). Этот зонд совершит посадку на Марс за 2 часа до прохождения над ним корабля, возьмет пробу, произведет фотографирование и по командам с борта корабля осуществит взлет и встречу с межпланетным кораблем.

По мнению американских специалистов, для спуска на поверхность Марса командных отсеков и последующего их возвращения потребуются большие межпланетные корабли и вся операция, в том числе сборка на геоцентрической орбите, будет довольно сложной [8, 23, 33, 50, 62]. Так, для посадки на Марс нужно будет собрать на геоцентрической орбите межпланетный корабль весом 1180 т с пятью ядерными ракетными двигателями типа «Нерва-2», для чего потребуются запустить 9 ракет-носителей «Сатурн-V». Если состав экипажа межпланетного корабля увеличить до восьми человек, то даже в случае использования только аэродинамического торможения во время возвращения на Землю при времени пребывания экспедиции на Марсе, равном 47 суткам, потребный стартовый вес корабля на геоцентрической орбите будет настолько велик, что для его сборки нужно будет запустить уже 18—20 ракет «Сатурн-V» и произвести соответствующее число раз встречу и стыковку.

Доставку экспедиции на орбиту спутника Марса и ее возвращение можно обеспечить при помощи двух отдельных межпланетных кораблей. Такой полет может происходить по следующей схеме [25]: первый космический корабль выводится на одностороннюю траекторию полета к Марсу (возвращение его на Землю

не предусматривается) и доставляет экспедицию на орбиту спутника Марса; второй корабль выводится на траекторию облета Марса с возвращением на Землю, причем время его прохождения мимо планеты должно совпадать со временем отправления первого корабля с планетоцентрической орбиты для обеспечения встречи кораблей; после встречи второй корабль доставляет экипажи и собранные материалы на Землю. Предполагается, что экипаж каждого корабля будет состоять из трех человек.

Эта схема полета сравнивалась со схемой оптимального перелета одного корабля на орбиту спутника Марса с возвращением на Землю. Установлено, что при использовании ядерных ракетных двигателей схема полета двух кораблей со встречей в окрестности Марса позволяет уменьшить суммарный стартовый вес обоих кораблей примерно на 35% по сравнению с весом одного корабля, совершающего перелет Земля — орбита спутника Марса — Земля. Встреча на орбите является в данном случае наиболее ответственным этапом операции. Правда, наиболее жесткие требования, очевидно, будут предъявляться лишь к точности схода первого корабля с орбиты спутника Марса; после этого у кораблей будет достаточно времени для встречи и стыковки. Для доставки экспедиции на орбиту спутника Марса при помощи двух кораблей можно также осуществить аналогичную встречу этих кораблей на орбите спутника Марса. Операция встречи в этом случае не будет значительно отличаться от операции встречи на геоцентрической и селеноцентрической орбитах. Некоторые дополнительные ограничения, налагаемые на траектории встречающихся кораблей, могут быть легко учтены.

В процессе дальнейшего освоения солнечной системы может возникнуть необходимость в постоянных орбитальных ремонтно-стартовых комплексах, которые позволили бы более эффективно обслуживать межпланетные полеты. В 1961 г. научно-исследовательский центр им. Маршалла в США начал разработку подобного рода проекта OLO (старт с орбиты) [34]. Проект предусматривал создание постоянных орбитальных ремонтно-стартовых комплексов для хранения и сборки на орбите элементов космических систем, заправки ракетных ступеней топливом, ремонта и запуска с орбиты межпланетных кораблей. Предусматривалось также создание в будущем универсальной транспортной системы, связывающей орбитальные комплексы с поверхностью Земли, Луной и с другими орбитальными станциями. В связи с этим были исследованы вопросы встречи и стыковки; методы заправки топливом на орбите; возможность использования существующих наземных комплексов и необходимые мероприятия для их расширения; потребные характеристики ракет-носителей, частота запусков и т. д. Одновременно были изучены возможности создания аналогичных стартовых комплексов на селеноцентрических орбитах. В качестве первого шага по результатам исследования предложено создать временные ремонтные станции (выво-

димые на орбиту по требованию экипажа межпланетного корабля, собираемого на орбите) и постоянные станции в диапазоне веса 6800—41 700 кг с экипажем из трех-семи человек, причем на больших станциях должны быть ангары, которые позволят целиком ремонтировать межпланетные или лунные аппараты.

Позднее был предложен проект единого орбитального ремонтно-стартового комплекса с численностью персонала до 25 человек [31]. Комплекс состоит из двух секций — лабораторной весом 92,9 т и стартовой весом 88 т, каждая из которых выводится на орбиту в сложенном виде отдельной ракетой-носителем. Комплекс обслуживается небольшой буксирной ракетой, используемой при стыковке, перевозке грузов и экипажа. Для изготовления обеих секций предполагается использовать ступени ракеты-носителя «Сатурн». При подходе космических аппаратов к орбитальному стартовому комплексу ангар находится в сложенном виде. Носовая часть аппарата входит в сложенный ангар и закрепляется. После выравнивания осей аппарата ангар раздвигается и космический аппарат оказывается внутри него.

В соответствии с последним проектом центра им. Маршалла [38] орбитальный комплекс будет состоять из двух орбитальных станций типа MORL (средняя орбитальная исследовательская лаборатория), соединенных между собой двумя цилиндрическими отсеками и центральным стыковочным отсеком. Весь комплекс без экипажа запускается на постоянную орбиту одной ракетой-носителем «Сатурн-V». Экипаж из пяти человек доставляется на орбитальный комплекс в модифицированном корабле «Аполлон».

В одной из станций MORL будут находиться жилые помещения, некоторая часть оборудования и запасные части. Один примыкающий к ней боковой отсек служит лабораторией, а другой боковой отсек — ангаром, где будут помещаться части межпланетного корабля, требующие ремонта. Центральный отсек состоит из двух отдельных помещений — помещения для разгрузки подъемника и отсека стыковочных шлюзов. Два расположенных друг против друга шлюза предназначены для межпланетного корабля и баков с жидким кислородом. Между ними (также друг против друга) помещаются два шлюза для кораблей снабжения. Вторая станция MORL используется в качестве центра по управлению орбитальными операциями, а также для хранения оборудования.

Элементы межпланетного корабля доставляются на орбитальный комплекс и собираются в такой последовательности:

- 1) запуск межпланетного корабля (ракетой «Сатурн-V»), стыковка с комплексом и проверка корабля;
- 2) запуск первого корабля снабжения (ракетой «Сатурн-IV») с дополнительным персоналом и грузами, стыковка;
- 3) доставка четырьмя ракетами «Сатурн-V» специальных баков с жидким кислородом, пристыковка баков;

4) запуск второго корабля снабжения с экипажем межпланетного корабля и дополнительными грузами (ракетой «Сатурн-IV»), стыковка, переход экипажа в стартовый комплекс и перенос грузов;

5) доставка ракетной ступени S-IIВ с полным запасом горючего (при помощи ракет «Сатурн-V»), пристыковка ступени к межпланетному кораблю.

Последней операцией является перекачивание жидкого кислорода в баки межпланетного корабля. К моменту старта экипаж корабля занимает свои места. Межпланетный корабль отделяется от орбитального комплекса и выводится на заданную траекторию при помощи ракетной ступени S-IIВ. После этого стартовый комплекс можно использовать для сборки и запуска последующих кораблей.

Межпланетный корабль может возвращаться не на Землю, а на орбитальный стартовый комплекс, что позволит снизить требования к тепловой защите и двигательным установкам.

Персонал комплекса меняется через каждые шесть месяцев; корабли снабжения прибывают каждые три месяца.

Рассмотренный орбитальный стартовый комплекс можно использовать для запуска космических кораблей, предназначенных для облета Марса или Венеры (весом 340—450 т), для полета на Марс с посадкой и возвращением на Землю (весом около 1000 т) и для регулярных рейсов на Луну и обратно (весом около 250 т). Для сборки каждого межпланетного корабля необходимо восемь раз осуществить стыковку с орбитальным комплексом, что потребует тщательной технической отработки операции встречи.

СПАСЕНИЕ ЭКИПАЖА ПРИ АВАРИИ НА ОРБИТЕ

Спасение космонавтов, потерпевших аварию на орбите, при помощи спасательного корабля невозможно без встречи с аварийным кораблем, причем в данном случае условия встречи будут, по-видимому, одними из наиболее жестких из всех мыслимых ситуаций. Ввиду того что количество запускаемых пилотируемых кораблей постепенно возрастает, проблеме аварийного спасения начинают уделять все большее внимание. В частности, были выдвинуты предложения создать международную службу спасения космонавтов с находящимися в состоянии постоянной готовности спасательными космическими кораблями. Национальным управлением по аэронавтике и исследованию космического пространства (NASA) и ВВС США принято решение провести в ближайшие годы широкие исследования для разработки систем спасения [6, 24, 41, 47, 56, 58, 63].

В случае аварии космического корабля на орбите космонавты могут воспользоваться одним из следующих способов спасения:

1) ликвидировать аварию своими силами (это возможно лишь в том случае, если космонавты сохраняют работоспособность, основные системы функционируют и на борту имеются запасные части и необходимые инструменты);

2) оставаясь на орбите, дожидаться подхода спасательного корабля (при этом космонавты должны находиться в исправном отсеке аварийного корабля, или в специальном аварийном аппарате на борту корабля, или же в заблаговременно выведенном на орбиту корабле-убежище);

3) использовать находящийся на борту специальный спускаемый аппарат для аварийного возвращения на Землю.

Остановимся более подробно на втором способе спасения космонавтов, как непосредственно связанном с операцией встречи.

Ввиду все возрастающего числа космических полетов и их продолжительности вероятность возникновения аварийных ситуаций на орбите все время увеличивается. Из возможных причин аварии можно выделить:

1) столкновение с метеоритом, обломком космического аппарата или с другим кораблем (например, при неудачной стыковке);

2) внезапное повышение уровня радиации, пожар или взрыв на борту;

3) травму или внезапное заболевание космонавта;

4) отказ различных систем космического корабля;

5) ошибки, совершаемые членами экипажа.

Исследованием, проведенным в NASA [69], установлено, что основной причиной аварий может быть, по-видимому, отказ различных систем космического корабля; затем ошибки, совершаемые членами экипажа, стихийные бедствия и, возможно, заболевание членов экипажа. Из вероятных отказов систем на первом месте будет отказ системы реактивных сопел для управления ориентацией, затем — системы электроснабжения, системы управления и стабилизации, системы жизнеобеспечения и, наконец, подсистемы отсека для возвращения на Землю (спускаемого аппарата).

Согласно расчетам специалистов фирмы Мартин [6, 37, 65], следует ожидать, что за период 1960—1984 гг. будет произведено примерно 280 запусков пилотируемых космических кораблей. При этом на геоцентрические орбиты будет выведено более 800 космонавтов; одновременно в космосе могут находиться 50 человек (максимально). Прогноз ожидаемого количества аварий и спасательных операций приведен в табл. 1.4. В соответствии с прогнозом, за период 1960—1984 гг. потребуется произвести в среднем семь спасательных операций для возвращения на Землю 22 космонавтов. Эти оценки являются приближенными; в них, в частности, не учитываются осложнения космиче-

ских операций за счет выхода человека в открытый космос и возможные ошибки космонавтов при пилотировании.

Таблица 1.4

**Требуемое количество спасательных операций
и число нуждающихся в спасении космонавтов
(прогноз по данным конца 1964 г.)**

	1960— 1964 гг.	1965— 1974 гг.	1975— 1984 гг.	Всего за 1960— 1984 гг.
Суммарное время пребывания в космосе в человеко-сутках	21,3	31 500	73 500	105 000
Среднее ожидаемое число спасательных операций	0,9	2,48	4,19	7,57
Среднее количество нуждающихся в спасении космонавтов	1,185	6,25	15	22

Система спасения должна быть надежной, оперативной и обладать большим быстродействием. Если продолжительность спасательной операции будет 12—14 час, то за это время 50—90% случаев аварий на орбите могут закончиться гибелью космонавтов. Типичным примером аварийной ситуации на орбите является отказ двигателей управления ориентацией во время полета корабля «Джемини-8». Даже при наличии ракеты-носителя «Сатурн-V» экипаж корабля «Джемини-8» удалось бы спасти не раньше чем через 8 час. Разработка оперативной системы спасения, использующей ракету «Сатурн-V», позволит уменьшить время спасения с орбиты высотой 320 км до 5 час. При помощи других современных ракет-носителей не удастся добиться продолжительности операции спасения менее 17 час, так как быстродействие системы спасения непосредственно зависит от мощности ракеты-носителя [6].

Понятно, что ракетно-космическая система, предназначенная для спасательных операций (ракета-носитель и космический корабль), должна располагать большой маневренностью, иметь систему наведения, формирующую в процессе полета траекторию встречи, близкую к оптимальной, обладать активным радиолокационным координатором цели, иметь достаточный объем для размещения спасенных космонавтов и иметь возможность совершать посадку в заданных пунктах.

В настоящее время ведутся разработки проектов спасательных ракетно-космических систем как принципиально новых, так

и основанных на использовании существующих ракет-носителей и космических кораблей. Запускаемый с Земли спасательный корабль может быть пилотируемым или беспилотным. Американской фирмой Локхид разработан, например, проект использования для спасательных операций беспилотной ракетной ступени «Аджена», которая стыкуется на орбите с аварийным кораблем [45]. Такой проект реален в тех случаях, когда экипаж аварийного корабля не утеряти способности к самостоятельным действиям. Двигательная установка и система наведения ракетной ступени «Аджена» позволяют после стыковки с аварийным кораблем осуществить возвращение его на Землю или же снабдить корабль топливом и кислородом для увеличения продолжительности пребывания его на орбите.

Применительно к спасательным операциям считается возможным модифицировать космический корабль «Джемини». Если удалить с него одно катапультируемое кресло и экспериментальное оборудование, то в корабле можно разместить трех космонавтов. Тогда один пилот этого корабля может снять с потерпевшего аварию корабля и доставить на Землю двух космонавтов [43]. Два модифицированных корабля «Джемини», соединенных последовательно, дадут возможность спасти экипажи трехместных космических кораблей, потерпевших аварию на орбите [65].

В работе [32] приведено описание проекта перспективной ракетно-космической системы для спасательных операций. Система будет представлять собой четырехступенчатую ракетно-космическую систему со стартовым весом 1300 т. Первая ступень — горизонтально взлетающий крылатый аппарат с воздушно-реактивными двигателями, разгоняющий всю систему до скорости 1,2 км/сек и возвращающийся затем на Землю; вторая и третья — ракетные ступени одноразового применения, обеспечивающие разгон до скоростей 6 и 8,2 км/сек соответственно; четвертая ступень — крылатый космический корабль, располагающий достаточной характеристической скоростью для орбитального маневрирования (~ 600 м/сек). Экипаж корабля будет состоять из трех человек, но в кабине могут разместиться еще шесть человек. Максимальное время полета — трое суток; время подготовки на старте — 600 мин; продолжительность пребывания в состоянии готовности на старте — 90 мин; возможны 30 запусков в год при максимальной частоте три запуска в сутки. Такая система позволит спасти космонавтов с различных орбит высотой 130—3700 км при любом наклонении. Суммарный запас характеристической скорости ракетно-космической системы 13 км/сек; максимально допустимая угловая дальность точки старта от плоскости орбиты цели 20°.

Спасательные операции могут проводиться также при помощи орбитальных станций. Для этого станции должны быть маневрирующими и иметь на борту пилотируемые или беспилот-

ные космические аппараты для встречи с аварийным кораблем.

Для проведения операций спасения на траекториях полета к Луне и обратно к Земле предложен проект «Орфей» [72], который предусматривает создание постоянно обращающегося по замкнутой периодической траектории (охватывающей оба небесных тела) беспилотного спасательного корабля. Этот корабль по командам с Земли может направляться к пилотируемым кораблям, потерпевшим аварию при полете к Луне или при возвращении от Луны на Землю. Согласно расчетам от момента аварии на лунном корабле до момента подхода к нему спасательного корабля пройдет не более нескольких часов. Такой спасательный корабль сможет функционировать в течение года и обеспечить безопасность нескольких экспедиций на Луну.

Как уже упоминалось, одним из важнейших факторов при спасении космонавтов на орбите является время. Поэтому при синтезе траекторий встречи и системы наведения спасательного корабля следует ориентироваться на максимально возможное быстроедействие. В этом отношении целесообразно пользоваться методом опорных точек (см. гл. II), позволяющим изменять траекторию встречи во время полета перехватчика с учетом изменяющихся условий встречи. На этапе сближения крайне желательно пользоваться оптимальными по быстроедействию или близкими к ним методами наведения (см. гл. III), конечно, с учетом допустимого расхода топлива. Следует еще раз подчеркнуть, что при осуществлении операции встречи на орбите для спасения экипажа аварийного корабля разброс начальных условий по скорости и положению как для дальнего, так и для ближнего наведения может быть очень большим; в соответствии с этим нужно выбирать наиболее универсальные методы наведения.

Определенной спецификой будут отличаться в данном случае причаливание и стыковка. Цель может оказаться полностью пассивной, и на ее помощь рассчитывать будет нельзя. Более того, в некоторых ситуациях цель может вращаться с большой угловой скоростью или даже совершать непредусмотренный маневр. Все эти обстоятельства могут вызвать большие затруднения при причаливании и стыковке и должны приниматься во внимание при проектировании соответствующих систем.

ИНСПЕКЦИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

С каждым годом космическое пространство все более и более заполняется различными объектами, остающимися на орбитах после выполнения всевозможных экспериментов в космосе. Эти объекты как большие, так и сравнительно малые могут явиться причиной аварий космических кораблей, так как скорость их передвижения относительно космических кораблей довольно значительна. О количестве космических объектов только

искусственного происхождения можно получить представление из табл. 1.5 [52]. Указанные в таблице объекты имеют значительные размеры, что позволило обнаружить их при помощи наземных станций. Но совершенно очевидно, что еще большее количество мелких предметов, обращающихся по геоцентрическим орбитам, обнаружить с Земли невозможно.

Таблица 1.5

Космические объекты искусственного происхождения, внесенные в каталоги командования ПВО североамериканского континента по состоянию на 1 декабря 1966 г.

Космические объекты	Количество
Искусственные спутники	256
Беспилотные космические аппараты	23
Последние ступени ракет-носителей, обтекатели, обломки и пр.	886
Итого	1165

Для обеспечения безопасности космических полетов нужно будет перемещать или уничтожать неиспользуемые орбитальные объекты, находящиеся на трассах полетов космических аппаратов. Инспекция орбитальных объектов, о которых нет или почти нет никакой предварительной информации, представляет собой сложную операцию с осуществлением встречи и, возможно, стыковки, т. е. операцию, до некоторой степени сходную с операцией спасения на орбите.

Помимо такого рода инспекции космического пространства, в будущем потребуются также производить периодический осмотр для последующего ремонта или замены автоматических спутников, работающих в системах связи, навигационных и метеорологических системах. Такие спутники могут находиться на самых различных орбитах, что потребует от космических кораблей-инспекторов высокой маневренности при встрече с несотрудничаящими целями.

Особый интерес приобретает разработка беспилотных или пилотируемых космических инспекторов-перехватчиков, которые могли бы осуществлять операцию встречи с неизвестным объектом, совершать с ним групповой полет, определять его характеристики (при непосредственном контакте или при помощи вспомогательного маневрирующего устройства с дистанционным управлением) и создавать условия, затрудняющие функциони-

рование этого объекта, если будет установлено, что он может быть опасен.

Возможность физического контакта с инспектируемым объектом или минимально допустимое расстояние до него будут определяться, в первую очередь, наличием потенциальной угрозы со стороны объекта (взрывоопасность, излучение, быстрое вращение и т. д.), а также возможностями измерительных приборов, установленных на инспекторе-перехватчике.

Проектирование таких инспекторов-перехватчиков производится в США довольно давно [15, 59, 66]. Например, на основе проекта «Джемини» ведется разработка пилотируемого космического аппарата, предназначенного для опознавания и инспекции неизвестных космических объектов.

Задача инспекции космических объектов, так же как и спасения, требует применения близких к оптимальным методов наведения, которые позволяют эффективно осуществлять встречу с несотрудничающей или даже с противодействующей целью.

ЗАМЕНА И РЕМОНТ СПУТНИКОВ

Замена и ремонт неисправных спутников на орбите могут быть необходимы для обеспечения долговременной работы таких автоматических космических систем, как глобальная система связи, система метеорологических спутников или система орбитальных навигационных маяков. По-видимому, целесообразно предусматривать такую ремонтную систему, когда один и тот же инспектор-перехватчик, не возвращаясь на Землю, может обеспечить последовательный ремонт нескольких спутников или же снять с орбиты несколько устаревших или поврежденных спутников и заменить их новыми. В этом случае встреча будет происходить хотя и со «своими», но несотрудничающими целями. Не исключена возможность установки на спутниках специального оборудования, облегчающего операцию встречи и стыковки.

По мере возрастания интенсивности космических полетов и дальнейшего освоения ближнего и дальнего космического пространства появятся новые, пока еще неизвестные, области применения операции встречи. Можно с уверенностью сказать, что с развитием космической техники эта операция получит все более широкое применение.

Литература

1. «Правда» 22 октября 1962.
2. «Правда» 1 ноября 1967, 21 апреля 1968.
3. «Правда» 25—30 октября 1968, 15—19 января 1969.
4. «Правда» 12—24 октября 1968, 22—30 декабря 1968, 4—14 марта 1969, 19—27 мая 1969, 17—25 июля 1969.
5. Циолковский К. Э., Собрание сочинений, т. 1—4, изд-во АН СССР, 1951—1964.

6. Abramson R., Space rescue?, *Astronautics*, vol. 4, No 8, Aug. 1966, p. 6, 9.
7. Alexander T., *Project Apollo: Man to the Moon*, New York, Evanston, Harper and Row, 1964.
8. Bird J. D., Thomas D. F., *Orbital rendezvous considerations for a Mars mission*, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 16, pt. I, Ed. by N. V. Peterson, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963.
9. Bono P., The Rombus Concept, „*Astronautics and Aeronautics*”, 1964, vol. 2, No 1, p. 28—34.
10. Bono P., Woodworth J. L., Ursini G. A., The reusable booster for lunar logistics and planetary exploration. XV *Международный конгресс по астронавтике*, Варшава, 1964. PWN—Polish Scientific Publishers, Warszawa, 1965, t. 1.
11. Bromberg J. L., Gordon T. Y., Extensions of Saturn, *International Astronautical Federation*, Madrid, Spain, Oct. 10—15, 1966.
12. Burton J. R., Hayes W. E., Gemini rendezvous, „*Journal of Spacecraft and Rockets*”, 1966, vol. 3, No 1, p. 145—147.
13. Coulter J. M., Loret B. J., Manned orbiting space stations, *Air University Review*, 1965, vol. 13, No 4, p. 33—41.
14. Dowlen E. M., Seddon J., Orbital rendezvous techniques, „*Journal of British Interplanetary Society*”, 1964, vol. 19, No 11, p. 498—510.
15. Fusca J. A., Catching a satellite, „*Space/Aeronautics*”, 1965, vol. 44, No 4, p. 84—91.
16. Hatch H. G., Riley D. R., Cobb J. B., Simulating Gemini—Agena docking, „*Astronautics and Aeronautics*”, 1964, vol. 2, No 11, p. 74—81.
17. James J. M., Argument for an universal rendezvous docking/coupling mechanism *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 16, pt. I, Ed by N. V. Peterson, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 297—307.
18. Koempfen C. E., Space transport by in-transit rendezvous techniques, XI *Intern. Astronaut. Congr.*, Stockholm, Aug. 1960.
19. Mathews C. W., Space stations logistics systems and associated operational requirements, „*Astronaut. and Aerospace Eng.*”, 1963, vol. 1, No 1, p. 60—63.
20. Moise J. C., Henry C. S., Swanson R. S., The Astroplan concept, „*Astronautics and Aeronautics*”, 1964, vol. 2, No 1, p. 35—39, 41.
21. Mueller G. E., Day L. E., Mathews C. W., A review of the Gemini manned space flight program, *International Astronautical Federation*, Madrid, Spain, Oct. 9—15; 1966.
22. Newton C. P., Operational and support requirements for Saturn V class space stations, *National Aeronautics and Space Engineering and Manufacturing Meeting*, Los Angeles., Calif., Oct. 5—9, 1964.
23. Project Ares manned Mars mission, „*Techn. Engn. News*”, 1965, vol. 47, No 5, p. 43—62.
24. Quillinan J. H., Bloom H. L., Space rescue systems, „*Advances in the Astronautical Sciences*”, vol. 16, pt. I, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 659—679.
25. Ragsac R. V., Two-vehicle Mars stopover with rendezvous, „*Journal of Spacecraft and Rockets*”, 1966, vol. 3, No 6, p. 800—805.
26. Root M. W., Fuller G. M., The Astro concept, „*Astronautics and Aeronautics*”, 1964, vol. 2, No 1, p. 42—49, 51.
27. Schulz R. W., Die Rendezvous—Radaranlage für die Gemini—Agena—Ankuppelung, „*Luftfahrttechnik und Raumfahrttechnik*”, 1966, B. 12, Nr 4, p. 100—103.
28. Schulz R. W., Das Rendezvous—Unternehmen Agena/Gemini 8, „*Luftfahrttechnik und Raumfahrttechnik*”, 1966, B. 12, Nr. 4, p. 104—110.
29. Shehling K. R., Rendezvous in Space, „*Astronautics*”, 1961, No 4, p. 20—22, 46, 47, 50, 52.

30. Space Exploration, Ed. by D. P. Legalley and J. M. McKee. McGraw-Hill Book Co., N. Y., 1964, p. 217.
31. Teisenhausen G. F., Von, "Toward the orbital launch facility, „Astronautical and Aerospace Engineering”, 1963, vol. 1, No 2, p. 52—57.
32. Tinney H. C., Edmunds B., Montague L., "Evaluation of multimission launch vehicle concepts, „J. of Spacecraft and Rockets”, vol. 3, No 8, 1966, p. 1166—1171.
33. Wang T. Y., Anderson J. L., "A preliminary study of spacecraft for manned Mars orbiting and landing missions, SAE Preprint, 1965, No 857.
34. „Aviation Week”, 1962, vol. 76, No 12.
35. „Aviation Week”, 1963, vol. 79, No 4, p. 175—181.
36. „Aviation Week”, 1965, vol. 83, No 2, p. 16, 17; 1965, vol. 83, No 9, p. 53—55; 1965, vol. 83, No 11, p. 85, 91, 93; 1965, vol. 83, No 15, p. 33; 1965, vol. 83, No 21, p. 15.
37. „Aviation Week”, 1965, vol. 83, No 16, p. 69—71.
38. „Aviation Week”, 1966, vol. 84, No 4, p. 52—53, 55, 57.
39. „Aviation Week”, 1966, vol. 85, No 7, p. 126, 127, 129.
40. „Aviation Week”, 1966, vol. 85, No 12, p. 27—30.
41. „Aviation Week”, 1967, vol. 86, No 5, p. 19.
42. „Aviation Week”, 1967, vol. 86, No 5, p. 30, 31.
43. „Aviation Week”, 1967, vol. 86, No 19, p. 72.
44. „Canadian Aeronautical and Space J., 1963, No. 6.
45. „Electronic News”, 1966, vol. 11, No 548, p. 22.
46. „Electronic News”, 1966, vol. 11, No 561.
47. „Electronic News”, 1966, vol. 11, No 564.
48. „Electronic News”, 1966, vol. 11, No 573, p. 4, 5; No 574, p. 46—48.
49. „Electronics”, 1966, v. 39, No 2, p. 123—124, 126.
50. „Flight International”, 1966, vol. 90 (1), No 3014, p. 1039—1040.
51. „Flight International”, 1967, vol. 91, No 3020, p. 146—149.
52. „Flight International”, 1967, vol. 91, No 3028, p. 458.
53. „Interavia Air Letter”, 1965, No 5659, p. 7.
54. „Interavia Air Letter”, 1966, No 5947, p. 4.
55. „Interavia Air Letter”, 1966, No 5983, p. 8.
56. Journal of Armed Forces, 1966, vol. 103, No 40, p. 3.
57. „Missiles and Rockets”, 1965, vol. 16, No 1, p. 7, 9, 21; 1965, vol. 16, No 2, p. 18; 1965, vol. 16, No 15, p. 15, 16; 1965, vol. 16, No 16, p. 12, 13; 1965, vol. 16, No 17, p. 13; 1966, vol. 18, No 11, p. 25—31.
58. „Missiles and Rockets”, 1965, vol. 16, No 18, p. 9.
59. „Missiles and Rockets”, 1965, vol. 17, No 18, p. 22—23.
60. „Missiles and Rockets”, 1965, vol. 17, No 22, p. 75—76, 78—81.
61. „Missiles and Rockets”, 1965, vol. 17, No 24, p. 25.
62. „Missile/Space Daily”, 1965, vol. 15, No 32, p. 231—232.
63. „Missile/Space Daily”, 1966, vol. 19, No 21, p. 165, 166; 1967, vol. 23, No 5, p. 29.
64. „Missile/Space Daily”, 1966, vol. 21, No 30, p. 209.
65. „Skylights”. 1966, Sept., p. 1—2.
66. „Space/Aeronautics”, 1967, vol. 47, No 1, p. 121.
67. „Space Age News”, 1966, vol. 9, No 8, p. 15—17, 19—21.
68. „Technology Week”, 1966, vol. 19, No 21, p. 19.
69. „Technology Week”, 1966, vol. 19, No 21, p. 13—17.
70. „Technology Week”, 1966, vol. 19, No 21, p. 1—17, 50.
71. „Technology Week”, 1966, vol. 19, No 22, p. 56—58, 60; 1967, vol. 20, No 9, p. 14—15.
72. „Technology Week”, 1967, vol. 20, No 15, p. 32—33.
73. „World Aerospace System”, 1966, vol. 2, No 2, p. 70—73.

ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗОНУ ВСТРЕЧИ

1. ВВЕДЕНИЕ

ОПИСАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ВСТРЕЧАЮЩИХСЯ АППАРАТОВ

Движение космических аппаратов, участвующих в операции встречи (перехватчика и цели), определяется изменением во времени их векторов положения относительно некоторой выбранной системы осей координат. Обычно движение центра масс космического аппарата и угловое движение аппарата вокруг движущегося центра масс рассматриваются отдельно, т. е. при исследовании траекторий движения космические аппараты принимаются за материальные точки.

Вектором положения \vec{r} называется вектор, проведенный из начала выбранной системы координат в точку мгновенного местонахождения аппарата. Вектор \vec{r} и скорость его изменения $\dot{\vec{r}}$ записываются в проекциях на оси выбранной системы координат. Для описания движения центра масс одного космического аппарата необходимо иметь шесть дифференциальных уравнений первого порядка относительно координат и скоростей аппарата. Вид этих уравнений движения зависит от системы координат, способа учета действующих на аппарат сил и состава этих сил.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

При подготовке и реализации операции встречи можно применять различные системы координат; приведем лишь самые распространенные из них (более подробные сведения можно найти в работах [3, 5, 27, 34, 38]).

Системы координат могут быть декартовыми или полярными. В первом случае вектор положения \vec{r} определяется тремя его проекциями на оси координат, во втором — двумя углами и расстоянием r от начала координат до центра масс космического аппарата.

Чтобы создать систему координат нужно выбрать расположение начала координат и некоторые опорные направления и (или) плоскости. Началом координат могут служить центр Земли, точка старта, местоположение радиолокационной станции, центр

масс цели или перехватчика и т. д. В качестве опорного направления иногда выбирают линию визирования, соединяющую центры масс встречающихся аппаратов, местную вертикаль, направление на точку весеннего равноденствия, на восходящий узел, на перигей орбиты, на точку пересечения заданного меридиана с экватором. Наконец, опорными плоскостями чаще всего служат плоскость заданной орбиты, плоскость экватора, местная горизонтальная плоскость.

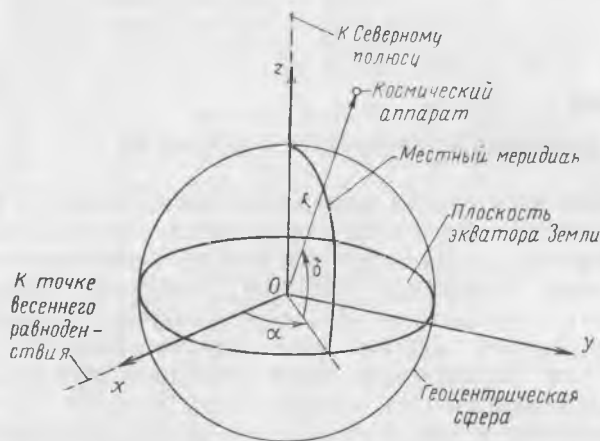


Рис. 2. 1. Геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат

В зависимости от того, изменяются ли направления осей в связи, например, с вращением Земли или космического аппарата, система координат называется *вращающейся* или *инерциальной* (неподвижной). Перейдем к описанию наиболее употребительных систем координат (все системы считаются правыми).

Геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат (рис. 2. 1).

Начало координат совпадает с центром Земли. Ось x направлена в точку весеннего равноденствия; ось y нормальна к оси x и лежит в плоскости экватора Земли; ось z перпендикулярна осям x и y и направлена на Северный полюс.

Этой системе соответствуют следующие полярные координаты:
 α — прямое восхождение (отсчитывается от оси x в плоскости экватора в направлении на восток);

δ — склонение (отсчитывается от плоскости экватора, положительное в направлении на север);

r — дальность от центра Земли до аппарата.

Аналогичную систему можно построить, если для оси x выбрать некоторое другое, более удобное для рассматриваемой

задачи направление, например на точку пересечения меридиана точки старта или гринвичского меридиана с экватором в заданный момент времени, или же на восходящий узел.

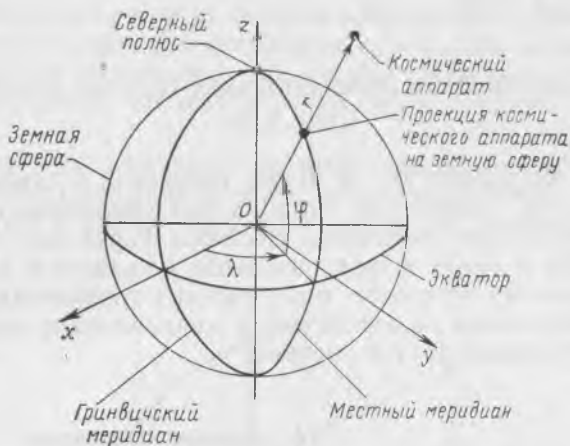


Рис. 2. 2. Геоцентрическая географическая система координат

Геоцентрическая географическая система координат (рис. 2.2)

Опорным направлением служит направление на точку пересечения гринвичского меридиана с экватором. В этой системе: λ —долгота, угол между плоскостью гринвичского меридиана и плоскостью местного меридиана, проходящей через вектор по-



Рис. 2. 3. Геодезическая система координат

ложения космического аппарата; изменяется от 0 до 180° к востоку и к западу и называется соответственно восточной или западной долготой;

φ — геоцентрическая широта, угол между вектором положения космического аппарата и плоскостью экватора (положительное направление на север).

Для определения положения точки M на поверхности Земли используется также геодезическая широта φ_r — угол между нормалью к земному эллипсоиду в данной точке M и плоскостью экватора (рис. 2.3).

Топоцентрическая горизонтальная система координат
(рис. 2.4)

Начало координат O — в точке, связанной с наблюдателем (точка старта, положение станции сопровождения); опорной плоскостью служит плоскость местного горизонта (плоскость уровня). Ось x лежит в горизонтальной плоскости и направлена в северную точку горизонта; ось y лежит в горизонтальной плоскости и направлена на запад; ось z направлена в зенит или по местной вертикали. В этой системе:



Рис. 2.4. Топоцентрическая горизонтальная система координат

ϵ — угол места, отсчитываемый от горизонтальной плоскости (положительный к зениту); A — угол азимута, отсчитываемый от оси x в горизонтальной плоскости по часовой стрелке, если смотреть с конца оси z .

Для перехода к геоцентрическим системам координат необходимо знать вектор положения начала топоцентрической системы относительно центра Земли.

Другие системы координат, применяемые в космонавтике, обычно представляют собой различные модификации перечисленных выше систем. К числу таких систем можно отнести следующую.

Геоцентрическая орбитальная система координат (рис. 2.5)

Ось x направлена в точку перигея орбиты; ось y лежит в плоскости орбиты и перпендикулярна оси x ; ось z нормальна к плоскости орбиты и направлена так, чтобы движение по орбите происходило против часовой стрелки, если смотреть с конца оси z .

Для связи этой системы с другими геоцентрическими системами координат необходимо знать единичный вектор направления на перигей и наклон плоскости орбиты к экватору. В том

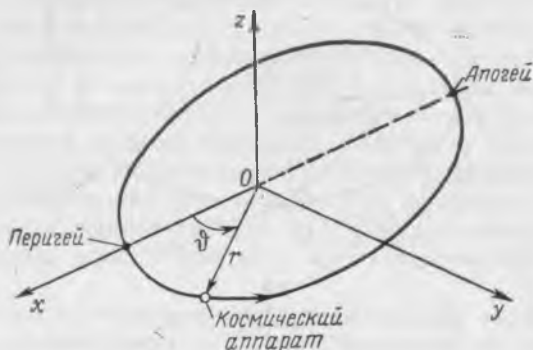


Рис. 2.5. Геоцентрическая орбитальная система координат

случае, если орбита космического аппарата близка к круговой, направление на перигей выражено слабо и целесообразно пользоваться другой орбитальной системой координат, у которой ось x направлена в точку восходящего узла.

Используется также такой вариант орбитальной системы координат, когда ось x или y направлена в заданную точку выхода на орбиту или в точку встречи с целью.

Преобразование координат космического аппарата из одной системы координат в другую выполняется при помощи матриц перехода, для вычисления которых используются координаты начала соответствующей системы и направляющие косинусы единичных векторов опорных направлений или углы, определяющие эти направления.

ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

При предварительном определении орбит и синтезе траекторий встречи обычно принимают, что движение космического

аппарата происходит в ньютоновском центральном поле тяготения с потенциалом

$$U = \frac{\mu}{r} \quad (2.1)$$

и гравитационным ускорением

$$\vec{g} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r}, \quad (2.2)$$

где μ — гравитационная постоянная Земли.



Рис. 2.6. Орбитальные элементы (эллиптическая орбита)

Движение аппарата в этом случае определяется законами Кеплера и поэтому часто называется кеплеровым движением. Соотношения между параметрами кеплерова движения и способы их вывода широко освещены в литературе [3, 5, 6, 29, 34, 38], поэтому приводить их здесь нецелесообразно.

Кеплерова орбита характеризуется следующими шестью постоянными элементами (см. рис. 2.6): фокальным параметром p , эксцентриситетом e , временем (эпохой) прохождения пе-

ригея τ , наклоном орбиты i , аргументом перигея ω и долготой восходящего узла Ω . Первые три элемента описывают размеры и форму орбиты и увязывают движение со временем, а остальные три фиксируют положение орбиты в инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат. Элементами орбиты могут служить также любые другие шесть независимых параметров движения, например составляющие вектора положения и вектора скорости аппарата в инерциальной системе в известный момент времени ($x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}$).

Вспомогательными параметрами кеплерова движения являются большая полуось a , малая полуось b , радиус и скорость в точке перигея R_p, V_p , радиус и скорость в точке апогея R_a, V_a .

Важное значение в описании движения имеют такие величины, как энергия орбиты C , кинетический момент K , период обращения космического аппарата T . Положение точки на орбите характеризуется истинной аномалией θ (угловой дальностью от перигея, которая связывается со временем через уравнение Кеплера посредством вспомогательных величин — эксцентрической аномалии E и средней аномалии M). Переход от параметров орбиты к векторам положения и скорости аппарата в заданный момент времени осуществляется при помощи известных зависимостей, которые можно найти в соответствующей литературе (см. выше).

В реальных условиях орбиты космических аппаратов отличаются от кеплеровых из-за влияния возмущений, основными из которых являются отличие реального гравитационного поля Земли от ньютоновского, атмосферное сопротивление, притяжение Луны и Солнца. Методы учета влияния возмущений на движение космического аппарата подробно рассмотрены в работах [7, 13, 29].

РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ОРБИТЫ ЦЕЛЕЙ

В тех случаях, когда орбита цели выбирается заранее (например, для орбитальной станции), целесообразно предусматривать возможность уменьшения количества топлива, затрачиваемого перехватчиком на операцию встречи, а также продолжительности операции. Выбор орбиты цели зависит от назначения цели, характеристик ракеты-носителя как цели, так и перехватчика, веса полезной нагрузки, точности системы наведения, продолжительности активного существования цели и многих других факторов.

В частности, продолжительность существования цели зависит от высоты орбиты, а наклонение орбиты и период обращения цели определяют след цели на поверхности Земли — трассу, расположение которой выбирают с учетом размещения сети станций сопровождения, возможности выполнения встречи над заданным районом Земли и посадки перехватчика после завершения операции в заданном районе Земли.

При прочих равных условиях наилучшими являются такие орбиты целей, которые позволяют наиболее часто осуществлять запуск перехватчика в плоскости орбиты цели и при этом так, чтобы перехватчик в момент выхода на орбиту находился недалеко от цели. Это дает возможность сократить количество топлива и время, расходуемые на поворот плоскости орбиты, фазирование и другие промежуточные маневры (см. следующие разделы). Таким условиям периодичности удовлетворяют так называемые *рекомендуемые орбиты целей*, чьи траассы на поверхности Земли синхронизированы соответствующим образом с периодом вращения Земли [39, 79, 80, 81, 93]. Наиболее известной из класса синхронных орбит является орбита 24-часового экваториального спутника, который обращается вокруг Земли один раз в сутки.

При соответствующем выборе параметров круговой орбиты (период обращения, наклонение, угол между радиусами-векторами точки старта и цели в момент прохождения точки старта через плоскость орбиты цели) можно обеспечить встречу с минимальными затратами топлива и времени два раза в сутки. Для выбора периода рекомендуемой орбиты необходимо знать *эффективный период вращения Земли*, т. е. интервал времени между двумя последовательными прохождениями точки на экваторе Земли через плоскость орбиты цели, который отличается от истинного периода из-за регрессии узлов.

Эффективный период вращения Земли $T_э$ определяется следующим образом:

$$T_э = T_0 \left(1 + \frac{\Delta\Omega}{2\pi} \frac{n}{m} \right), \quad (2.3)$$

где $T_0 = 86164,099$ сек — истинный период вращения Земли;

$\Delta\Omega$ — регрессия узлов за один оборот цели (формулы для расчета регрессии узлов можно найти, например, в работе [53]);

m и n — соответственно целое число эффективных оборотов Земли и выбранное число полных нодальных (от узла к узлу) оборотов цели, совершаемых за одно и то же время t . Отношение целых чисел n/m называется *коэффициентом синхронизации*.

Поскольку за время t Земля совершает m эффективных оборотов, а цель — n нодальных оборотов, то период обращения T для рекомендуемой орбиты можно определить из равенства

$$T_э m = T n, \quad (2.4)$$

откуда

$$T = \frac{m}{n} T_э \left(1 + \frac{\Delta\Omega}{2\pi} \frac{n}{m} \right). \quad (2.5)$$

Анализ показал [93], что наилучшие энергетические характеристики встречи можно получить при $m=1$ и наибольших наклонениях орбиты цели при малых широтах точки старта перехватчика. Наилучшей из рекомендуемых орбит целей при запуске перехватчика с экватора является экваториальная орбита—предельный случай.

Однако следует отметить, что орбиты с большими наклонениями обеспечивают большие интервалы времени, в течение которого еще возможен старт перехватчика. С другой стороны, при применении рекомендуемых орбит с малыми наклонениями можно обойтись весьма малыми поворотами плоскости траектории перехватчика для осуществления встречи дважды в сутки. Предельным случаем рекомендуемой орбиты является орбита с наклонением, которое немного больше широты точки старта. Такая орбита обеспечивает возможность встречи лишь один раз в сутки, но зато угол поворота плоскости траектории перехватчика составляет в этом случае около половины разности между наклонением и широтой.

Таким образом, если исходить из требований оптимального расхода топлива перехватчиком, то следует рекомендовать орбиты с наименьшим возможным наклонением из оптимального диапазона.

Приведем несколько примеров. Высота рекомендуемой орбиты при $n=15$ составляет около 480 км. Другие близкие к оптимальным рекомендуемые орбиты целей располагаются на высотах 182 км ($n=16$) и 815 км ($n=14$). При точке старта, расположенной на широте мыса Кеннеди ($\varphi \approx 28,5^\circ$), оптимальный диапазон наклонения составляет $29,2—35^\circ$. Если $i=29,2^\circ$, то при располагаемом угле поворота плоскости траектории перехватчика, равном $1/3^\circ$ (с использованием двухступенчатой ракеты-носителя и орбиты ожидания), возможный интервал запусков (окно запуска) будет равен 2 час 12 мин.

Следует иметь в виду, что для рекомендуемых орбит целей (т. е. синхронных орбит) необходимо предусматривать специальные меры для сохранения постоянного периода обращения цели, например проведение коррекции орбиты, хотя это может усложнить задачу управления сотrudничающей целью.

ТРАЕКТОРНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

Для измерения траекторных параметров цели и перехватчика и прогнозирования их движения используется сеть наземных станций сопровождения. Измерения могут выполняться как оптическими, так и радиолокационными устройствами. Наибольшее распространение получили радиолокационные измерительные устройства вследствие большей по сравнению с оптическими

скорости получения готовой информации, возможности установления непосредственной электронной связи с вычислительным оборудованием и малой зависимости от метеорологических условий.

Основная задача станции сопровождения заключается в том, чтобы определить вектор положения космического аппарата и (или) скорость его изменения относительно станции. Обычно станция сопровождения выполняет и другие функции по обеспечению космического полета (прием и обработка телеметрической информации, голосовая связь с космическим кораблем, передача команд).

Известные электронные средства траекторных измерений могут быть следующих видов: 1) импульсные, 2) доплеровские (частотные), 3) интерферометрические (фазовые). При помощи перечисленных измерительных средств можно измерять угол места и азимут космического аппарата и дальность до него, а также разность дальностей от нескольких станций (импульсные системы); доплеровский сдвиг частоты радиосигнала (доплеровские системы); разность фаз принятого в разных точках сигнала (интерферометрические системы).

Типичным примером радиолокатора импульсного типа является разработанная в США радиолокационная станция AN/FPS-16 со следующими характеристиками [85]:

СКО * азимута и угла места — 0,1 *мрад*

СКО дальности — 4,6 *м*

ширина диаграммы направленности — 1,2°

диапазон углов азимута — от 0 до 260°

диапазон углов места — от -10° до +85°

диапазон измеряемых дальностей — от 460 *м* до 370 *км*
(модификации — до 15 500 и 60 000 *км*).

Предельные скорости изменения параметров:

дальности — до 10 *км/сек*,

угла азимута — до 40 *град/сек*,

угла места — до 30 *град/сек*.

Различные модификации этой РЛС устанавливаются также на кораблях, используемых для обеспечения космических полетов. За последнее время получили развитие комбинированные системы сопровождения, состоящие из станций различного типа. К числу таких систем относится глобальная система «Мистрэм», назначением которой является обнаружение объекта сразу же после старта, сопровождение его до дальности порядка 2000 *км* и выдача точных значений дальности и скорости объекта в реальном масштабе времени.

Радиолокаторы можно комбинировать для получения следующих типов систем сопровождения [27, 85]:

* СКО — среднее квадратическое отклонение случайной величины.

1) одна станция, многократно измеряющая дальность до аппарата и углы азимута и места; 2) несколько (обычно три) станций, одновременно измеряющих углы азимута и места и дальности до аппарата; 3) система, основанная на измерении разностей дальностей до аппарата (три станции одновременно посылают к аппарату сигналы, отражения которых принимаются одной центральной станцией).

Количество измерений и, следовательно, точность определения орбиты космического аппарата ограничены временем прохождения аппарата над станцией (временем видимости). Продолжительность визирования аппарата с наземной станции можно вычислить при помощи итерационных уравнений, в которые входят параметры орбиты и характеристики станции сопровождения.

Составляющие векторов положения и (или) скорости, полученные от каждой станции, преобразуются из местной топоцентрической системы координат в геоцентрическую инерциальную систему и используются для определения, уточнения и последующего прогнозирования орбиты.

Для перехода к экваториальной геоцентрической инерциальной системе координат необходимо знать координаты каждой станции в этой системе координат. Обычно известны географическая широта и местное звездное время станции. Для более точного определения координат станции нужно учитывать ее высоту h над земным эллипсоидом и геодезическую широту φ_g . Пересчет координат и скоростей космического аппарата в геоцентрическую экваториальную систему координат производится автоматически в процессе сопровождения при помощи быстродействующих ЦВМ.

Расчетные формулы для приведения результатов радиолокационных измерений к координатам и скоростям космического аппарата в геоцентрической экваториальной системе координат приведены в работе [53].

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЙ

Определение орбиты космического аппарата состоит из двух этапов: 1) собственно определения орбиты, когда о ней заранее ничего или почти ничего неизвестно; 2) уточнения орбиты. После этого выполняется прогнозирование орбиты и трассы цели, что позволяет соответствующим образом синтезировать траекторию перехватчика, выработать план полета и определить наилучший момент старта.

Проблема определения орбиты возникла уже давно, и вполне естественно, что ее решению посвящено большое количество работ (см., например, [3, 4, 5, 6, 27, 29, 31, 34, 36, 38]). В связи с появлением искусственных спутников Земли и применением бы-

стродействующих ЦВМ методы определения (в особенности уточнения) орбит претерпели существенные изменения, так как появилась необходимость и возможность обработки большого количества информации за сравнительно короткое время.

Орбиты «своих» целей обычно достаточно точно известны заранее, поэтому траекторные измерения используются в основном для уточнения параметров орбиты, которая со временем изменяется из-за воздействия различных возмущений. Однако в некоторых случаях появление цели на геоцентрической орбите является неожиданным (в операциях инспекции и перехвата). Тогда данные траекторных измерений используются сначала для приближенного определения орбитальных параметров, а затем для их уточнения.

Для определения орбиты необходимы измерения не менее шести независимых параметров движения, откуда затем можно получить шесть орбитальных элементов (например, p , e , τ и три эйлеровых угла i , ω , Ω). Наиболее известны следующие случаи определения орбиты:

1) по измерениям на одной станции сопровождения векторов положения и скорости космического аппарата в геоцентрической экваториальной системе координат

$$\bar{r}_0(x_0, y_0, z_0) \text{ и } \bar{V}_0(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0),$$

т. е. трех координат и трех составляющих скорости аппарата;

2) по измеренным на трех станциях сопровождения дальностям r_1, r_2, r_3 и углам между векторами положения $\vartheta_{1-2}, \vartheta_{2-3}, \vartheta_{3-1}$;

3) по измеренным на двух станциях сопровождения векторам положения космического аппарата \bar{r}_1 и \bar{r}_2 (см. также разд. 5 настоящей главы).

Более подробно с методами определения орбит можно ознакомиться в перечисленных выше работах.

УТОЧНЕНИЕ ОРБИТЫ

Для уточнения орбиты был разработан классический метод обработки измерительной информации, который вот уже в течение 150 лет с различными модификациями применяется в астрономии, а в последние годы служит основой для новых методов, учитывающих специфику космических операций. Классический метод сводится по сути дела к методу наименьших квадратов, и уравнения этого метода приведены во многих работах, в том числе и в работах, перечисленных в начале настоящего раздела.

Если число измерений очень велико, то классический метод приводит к необходимости обращения матриц большой размерности, что нежелательно. Поэтому в таких случаях целесообразно осреднять измерения по группам и использовать затем средние векторы как отдельные измерения.

Были предложены различные модификации классического метода, одной из которых является метод Сьюрлинга [94], позволяющий полностью учитывать априорную информацию и являющийся рекуррентным. Однако непрерывное увеличение количества обрабатываемой информации привело к созданию других методов, более приспособленных для обработки информации на ЦВМ по сравнению с классическим методом и его модификациями. К числу таких новых методов относятся метод последовательной оценки, применявшийся для уточнения орбиты спутника «Тельстар-1», метод Бэттина [5], методы динамической фильтрации [23] и др. В тех случаях, когда орбита известна настолько хорошо, что уравнения движения можно линеаризовать относительно орбиты без существенной потери точности, для уточнения орбиты можно использовать методы, основанные на принципе фильтра Калмана [5], которые хорошо зарекомендовали себя в практике определения траекторий космических аппаратов.

ТРАССА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Как уже говорилось раньше, помимо орбиты космического аппарата необходимо знать его трассу на поверхности Земли, описываемую точкой пересечения нормали к земному эллипсоиду, проходящей через аппарат, с поверхностью эллипсоида. В литературе эта точка обычно называется подспутниковой.

Уравнение трассы можно выразить в виде функции $\Delta\lambda(\varphi)$, где $\Delta\lambda = \lambda - \Omega$ — приращение долготы, а φ — геоцентрическая широта. Для круговых орбит без учета регрессии узлов уравнение трассы имеет вид [1]:

$$\lambda = \Omega + \arcsin\left(\frac{\operatorname{tg} \varphi}{\operatorname{tg} i}\right) - \frac{\omega_3 T}{2\pi} \arcsin\left(\frac{\sin \varphi}{\sin i}\right), \quad (2.6)$$

где i — наклонение орбиты; T — период обращения; Ω — долгота восходящего узла; ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

Таким образом, из уравнения (2.6) можно видеть, что форма трассы для круговой орбиты зависит только от наклонения орбиты и периода обращения, а величина Ω влияет на сдвиг всей трассы по долготе и на положение подспутниковой точки на трассе [36]. Для учета регрессии узлов к правой части уравнения (2.6) достаточно добавить член [3]:

$$\frac{\dot{\Omega} T}{2\pi} \arcsin\left(\frac{\sin \varphi}{\sin i}\right),$$

где $\dot{\Omega}$ — скорость регрессии узлов.

Трассы аппаратов, движущихся по эллиптическим орбитам, вычисляются более сложным путем. Расчетные формулы для орбит малого эксцентриситета можно найти в работе [3].

2. ТРАЕКТОРИИ ВСТРЕЧИ

Под траекториями встречи будем понимать траектории полета космического аппарата в зону встречи, а точнее — в расчетную точку встречи. Ниже рассматриваются особенности траекторий встречи и их отдельных участков, причем основное внимание уделено маневрированию космического аппарата, т. е. переходам аппарата с одной орбиты на другую.

КЛАССИФИКАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВСТРЕЧИ

Траектории полета космического аппарата в зону встречи могут состоять из следующих участков:

- 1) участок полета ракеты-носителя, называемый также *начальным участком* траектории встречи, в конце которого аппарат выводится непосредственно в зону встречи или на промежуточную орбиту, которую будем называть *начальной орбитой*;
- 2) полет по начальной орбите для грубого регулирования *фазового угла* между перехватчиком и целью, т. е. угла между радиусами-векторами обоих объектов;
- 3) переход на орбиту цели (в расчетную точку встречи) или на *фазирующую орбиту*, т. е. на орбиту, обеспечивающую изменение фазового угла с каждым витком на желаемую величину;
- 4) полет по фазирующей орбите для точного регулирования фазового угла;
- 5) поворот плоскости орбиты.

При составлении этого перечня участков траекторий принято во внимание допущение (которым обычно пользуются при синтезе траекторий встречи), что каждый активный участок (за исключением первого) выполняется за бесконечно малое время (импульсная аппроксимация), т. е. в момент приложения тяги вектор положения аппарата остается неизменным, а вектор скорости мгновенно (импульсно) изменяется по величине и направлению. Такое допущение достаточно справедливо для предварительных исследований, если иметь в виду, что на перехватчике установлены термохимические двигатели, которые развивают довольно большую тягу.

Перечисленные участки могут иметь и другую хронологическую последовательность, некоторые из них могут отсутствовать или совмещаться друг с другом. Так, например, поворот плоскости орбиты может быть совмещен с любым из импульсных активных участков, не приведенных здесь в явном виде.

После выведения аппарата в расчетную точку встречи обычно имеет место еще конечный участок встречи (сближение и причаливание).

Классификацию траекторий встречи можно проводить по различным признакам. По наличию и последовательности располо-

жения перечисленных выше участков траектории встречи подразделяются на два основных класса:

а) траектории прямого выведения в зону встречи (используется только первый участок);

б) траектории встречи с использованием промежуточных орбит (иногда начальная орбита непосредственно выполняет роль фазирующей орбиты).

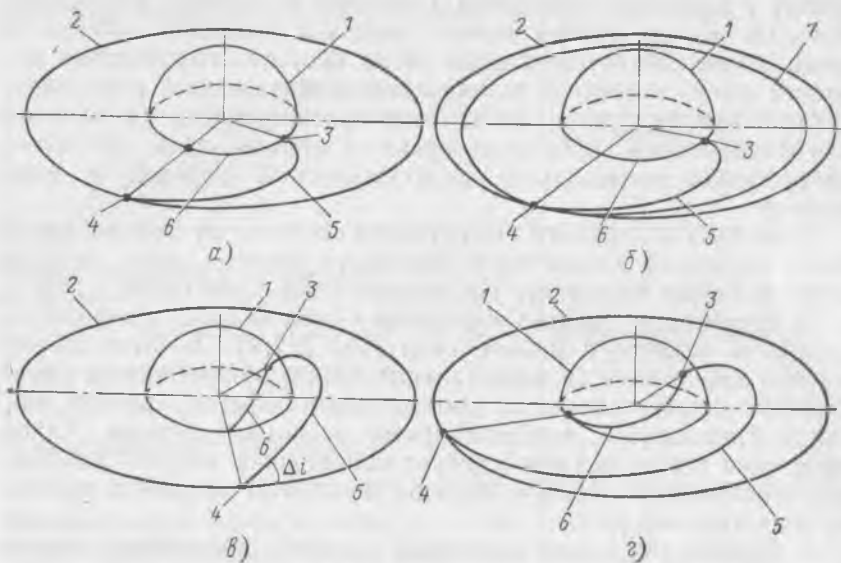


Рис. 2.7. Типы траекторий встречи:

а—прямое выведение в зону встречи в плоскости орбиты цели; *б*—встреча в плоскости орбиты цели с фазированием; *в*—прямое выведение в зону встречи с поворотом плоскости орбиты в районе цели на большой угол; *г*—встреча при фиксированной дальности поворота плоскости орбиты на малый угол
 1—земная сфера; 2—орбита цели; 3—точка старта; 4—расчетная точка встречи; 5—траектория выведения перехватчика на орбиту или в зону встречи; 6—трасса перехватчика; 7—фазирующая орбита

Другой признак классификации траекторий встречи связан со взаимным положением плоскости орбиты цели и точки старта в момент запуска. По этому признаку различают:

а) плоские траектории (при запуске перехватчика в плоскости орбиты цели);

б) пространственные траектории (когда точка старта не находится в плоскости орбиты цели).

Учитывая оба рассмотренных признака, получим следующие типы траекторий встречи.

1. Траектория прямого выведения в зону встречи при запуске перехватчика в плоскости орбиты цели (рис. 2.7, *а*). Момент запуска выбирают с таким расчетом, чтобы точка встречи теоретически совпала с точкой выхода перехватчика на орбиту цели. Этот вариант наиболее экономичен (встреча происходит при ми-

нимальном расходе топлива), но зато требует исключительно точного выдерживания времени старта (в пределах нескольких секунд); кроме того, возможность применения траекторий такого типа имеет место крайне редко (не чаще одного-двух раз в сутки и только для специальных орбит целей).

2. Траектория встречи в плоскости орбиты цели с применением фазирования, когда перехватчик выводится на начальную орбиту с периодом обращения, отличным от периода обращения цели. Начальная орбита может касаться конечной орбиты, и тогда после соответствующего числа оборотов перехватчик попадает в зону встречи, т. е. начальная орбита играет роль фазирующей орбиты (рис. 2.7, б). Если промежуточная (начальная или фазирующая) орбита не касается орбиты цели, то после фазирования выполняется двухимпульсный переход в зону встречи.

Если запуск перехватчика осуществляется в тот момент, когда точка старта не находится в плоскости орбиты цели, то для встречи можно применять следующие типы траекторий.

3. Траектория прямого выведения в зону встречи с поворотом плоскости орбиты в районе цели (рис. 2.7, в). В этом случае встреча происходит за минимальное время, причем запуск перехватчика осуществляется в произвольный момент времени, никак не связанный с соображениями экономии топлива. Такое выведение в зону встречи требует наибольших затрат топлива, обусловливаемых главным образом поворотом плоскости орбиты на значительные углы.

4. Траектория с фиксированной угловой дальностью полета (рис. 2.7, г). Перехватчик запускается в тот момент, когда точка старта находится как можно ближе к плоскости орбиты цели, а азимут запуска выбирается таким образом, чтобы обеспечивалась заданная угловая дальность от точки старта до расчетной точки встречи. Угловая дальность полета в расчетную точку встречи выбирается так, чтобы минимизировать поворот плоскости орбиты в зоне встречи (рекомендуемая величина угловой дальности 90°).

5. Траектория выведения в зону встречи с использованием промежуточных орбит. Фазирование можно осуществлять при помощи начальной орбиты, специальной фазирующей орбиты, или ряда межорбитальных переходов. Поворот плоскости орбиты осуществляется специальным маневром или совмещается с межорбитальными переходами.

6. Траектория общего типа с использованием промежуточных орбит и с фиксированной угловой дальностью до точки выхода на промежуточную орбиту.

Конечно, приведенная классификация охватывает лишь наиболее характерные типы траекторий. В пределах такого разделения траекторий могут встретиться некоторые промежуточные варианты, не входящие ни в один из предложенных типов траек-

тории встречи, или же, наоборот, включающие сразу несколько рассмотренных схем полета. Тем не менее до разработки более широкой классификации траекторий встречи, по-видимому, имеет смысл пользоваться приведенной классификацией, которая для удобства сведена в табл. 2.1. Следует отметить, что к типу траекторий, связанных с запуском перехватчика в плоскости орбиты цели, относятся и траектории, требующие незначительного поворота плоскости орбиты (на угол не более $1-2^\circ$).

Таблица 2.1.

Классификация траекторий встречи

	Типы траекторий					
	I*	II	III**	IV	V	VI
Запуск перехватчика в плоскости орбиты цели	+	+				
Запуск перехватчика вне плоскости орбиты цели			+	+	+	+
Прямое выведение в зону встречи	+		+	+		
Выведение в зону встречи с использованием промежуточных орбит		+			+	+
Выведение с фиксированной угловой дальностью до расчетной точки встречи				+		
Выведение с фиксированной угловой дальностью до точки выхода на начальную орбиту						+

* Встреча при минимальном расходе топлива.

** Встреча за минимальное время.

Траектории типа I применимы тогда, когда время ожидания момента запуска практически не ограничено, или когда цель выводится на заранее выбранную орбиту (см. разд. I). Однако малые располагаемые интервалы (окна) запуска ограничивают применение траекторий этого типа. Расширения окон запуска обычно достигают путем некоторого увеличения расхода топлива на небольшие повороты плоскости орбиты. Для траекторий типа II не требуется столь долгого времени ожидания момента запуска и их теоретически можно применять для запуска дважды в сутки, если наклонение орбиты цели превышает широту точки

старта. Тем не менее необходимость запуска перехватчика в плоскости орбиты цели и в этом случае ограничивает окна запуска малыми интервалами времени. С другой стороны, вследствие малого расхода топлива траектории типа I и II очень удобны для всех обычных операций, за исключением операций спасения. Этим обстоятельством и объясняется применение траекторий типа I и II при выполнении операции встречи по программе «Джемини» и траекторий типа I при выведении в зону встречи автоматических спутников «Космос» и пилотируемого корабля «Союз-3».

Для применения траекторий типа III требуются очень мощные ракеты-носители. В будущем эти траектории будут использоваться в операциях по спасению, когда необходимо минимальное время полета, а затраты топлива не имеют существенного значения, если только они не превосходят располагаемого запаса.

Траектории типа IV и V представляют собой промежуточные схемы и позволяют несколько уменьшить расход топлива по сравнению с траекториями типа III путем увеличения продолжительности операции. К траекториям типа VI относятся наиболее общие схемы встречи, которые позволяют обеспечить встречу в произвольных условиях запуска при допустимом расходе топлива и умеренной продолжительности операции. Такие траектории служат основой универсальных методов встречи типа метода опорных точек, который будет подробно рассмотрен ниже.

Траектории с использованием промежуточных орбит имеют преимущества как в отношении затрат топлива, так и в отношении универсальности схемы выведения в зону встречи. Однако траекториям такого типа свойственны и недостатки, которые выражаются прежде всего в том, что при длительном движении перехватчика по промежуточным орбитам существенно возрастает роль начальных ошибок выведения. Кроме того, из-за длительного времени, проходящего с момента старта, уменьшается точность прогноза движения цели, что также приводит к возрастанию ошибок в районе расчетной точки встречи.

НАЧАЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ТРАЕКТОРИЙ ВСТРЕЧИ

Характер начальной траектории перехватчика при использовании промежуточной орбиты определяется главным образом географическим положением точки старта (широтой и долготой), временем запуска и азимутом запуска. При сравнительно постоянных характеристиках участка вывода на орбиту от этих параметров будет в большой степени зависеть ориентация результирующей орбиты в пространстве и положение перехватчика на орбите. Азимут запуска A определяет наклонение орбиты перехватчика i и долготу восходящего узла Ω . Максимальное наклонение имеет место при $A=0^\circ$ или $A=180^\circ$ (полярные ор-

биты). Минимальное наклонение равно примерно широте точки старта φ и соответствует $A=90^\circ$. Между наклонением, азимутом запуска и широтой точки старта существует соотношение

$$\cos i = \sin A \cos \varphi. \quad (2.7)$$

Если запуск перехватчика осуществляется в плоскости орбиты цели (траектории типа I и II), то формула (2.7) однозначно определяет приближенный азимут запуска. Различные наклонения орбиты при одном и том же азимуте запуска можно получить при помощи бокового управления ракетой-носителем

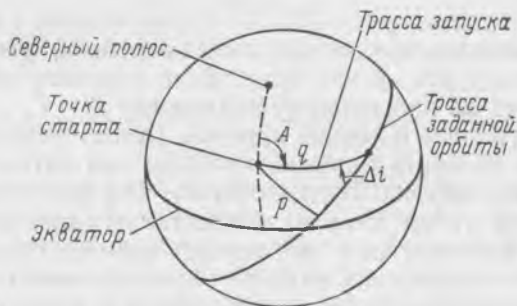


Рис. 2.8. Оптимизация азимута запуска

на первых активных участках полета. Следует заметить, что на азимут запуска обычно налагаются определенные ограничения, обусловленные соображениями безопасности.

При запуске перехватчика вне плоскости орбиты цели с заданной постоянной угловой дальностью до точки выхода на орбиту потребное значение азимута запуска непрерывно изменяется из-за вращения Земли. Время, в течение которого азимут запуска находится в допустимых пределах, называется *окном запуска по азимуту*.

Покажем, что при запуске вне плоскости орбиты цели азимут запуска целесообразно выбирать так, чтобы угловая дальность от точки старта до точки выхода на орбиту или расчетной точки встречи составляла 90° , так как при этом минимизируется потребный угол поворота плоскости траектории после выхода в расчетную точку встречи. Пусть дуга большого круга q соответствует угловой дальности от точки старта до точки выхода на орбиту (рис. 2.8). В точке выхода нужно повернуть плоскость траектории на угол Δi .

Дуга p есть минимальная угловая дальность от точки старта до плоскости орбиты цели; величина p является функцией только времени запуска, в то время как q при заданной вели-

чине p можно изменять путем изменения азимута запуска A . Из рис. 2.8 очевидно, что

$$\sin \Delta i = \frac{\sin p}{\sin q}. \quad (2.8)$$

Минимальный потребный угол поворота плоскости орбиты можно найти, продифференцировав это соотношение по q и приравняв производную нулю,

$$\frac{d(\sin \Delta i)}{dq} = -\frac{\sin p \cos p}{\sin^2 q}, \quad (2.9)$$

откуда следует, что

$$q_{\text{opt}} = 90^\circ.$$

Как видно, минимально возможный потребный угол поворота плоскости траектории Δi численно равен угловому расстоянию p от точки старта до плоскости орбиты цели.

Теперь определим влияние времени (даты) запуска t_0 на потребный угол поворота плоскости орбиты при оптимальном значении азимута запуска. Будем считать, что $t_0 = 0$ соответствует моменту, когда точка старта находится в плоскости орбиты цели. Введем для запуска в этот момент времени следующие обозначения: ψ_0 — широта, на которой плоскость орбиты цели пересекает меридиан точки старта (при запуске в момент $t_0 = 0$ равна широте точки старта φ); χ_0 — угол между плоскостью орбиты цели и плоскостью меридиана точки старта; κ — разность долгот между восходящим узлом орбиты цели и меридианом точки старта. При запуске в некоторый следующий момент t_0 соответственно имеем ψ и χ ; меридиан точки старта отстоит от восходящего узла орбиты на угол $\kappa + \kappa t_0$ по долготе, где κ — разность между угловой скоростью вращения Земли и скоростью регрессии узлов. Для того чтобы определить окно запуска по углу поворота плоскости траектории, нужно выразить t_0 через Δi .

Величины χ_0 и κ не зависят от t_0 и могут быть выражены через ψ_0 и наклонение орбиты цели i

$$\frac{\sin \chi_0}{\sin \kappa} = \frac{\sin i}{\sin \psi_0}, \quad (2.10)$$

$$\cos i = \sin \chi_0 \cos \psi_0, \quad (2.11)$$

откуда

$$\sin \chi_0 = \frac{\cos i}{\cos \psi_0} \quad (0 \leq \chi_0 \leq 90^\circ), \quad (2.12)$$

$$\sin \kappa = \frac{\text{tg } \psi_0}{\text{tg } i} \quad (0 \leq \kappa \leq 90^\circ). \quad (2.13)$$

Потребный угол поворота плоскости траектории Δi можно определить по формуле

$$\sin \Delta i = \sin(\psi - \psi_0) \sin \chi, \quad (2.14)$$

а широту точки пересечения плоскости орбиты цели с меридианом точки старта ψ — по выражениям

$$\sin \psi = \frac{\sin i \sin (\chi t_0 + \alpha)}{\sin \chi}, \quad (2.15)$$

$$\cos \psi = \frac{\cos i}{\sin \chi}. \quad (2.16)$$

Объединив уравнения (2.14)—(2.16), получим

$$\sin \Delta i = \sin i \cos \psi_0 \sin (\chi t_0 + \alpha) - \cos i \sin \psi_0. \quad (2.17)$$

Оптимальный азимут запуска для последующего поворота плоскости траектории на минимальный угол выражается как

$$\operatorname{tg} A_{\text{opt}}' = \frac{\cos \psi_0 \cos i + \sin \psi_0 \sin i \sin (\chi t_0 + \alpha)}{\sin i \cos (\chi t_0 + \alpha)}. \quad (2.18)$$

Нетрудно видеть, что максимально возможное значение угла поворота плоскости траектории Δi_{max} , которое может потребоваться, если запуск осуществляется в произвольный момент времени, равно $\Delta i_{\text{max}} = \psi_0 + i$. Величину окна запуска Δt при заданном значении угла Δi можно определить по следующей формуле, если учесть, что интервал Δt симметричен относительно $t_0 = 0$:

$$\Delta t = \frac{2}{\omega_3} \left[\arccos \left(\frac{\cos i \sin \psi_0 - \sin \Delta i}{\sin i \cos \psi_0} \right) - \arccos \left(\frac{\cos i \sin \psi_0 + \sin \Delta i}{\sin i \cos \psi_0} \right) \right]. \quad (2.19)$$

В тех случаях, когда аргументы \arccos больше единицы, формула вырождается и ее нельзя применять.

Если азимут запуска изменять нельзя, то это значит, что перехватчик может быть запущен только в некоторой фиксированной плоскости с углом наклона к экватору i' :

$$\cos i' = \cos \psi_0 \sin A. \quad (2.20)$$

Разность долгот точек пересечения экватора плоскостью орбиты цели и меридианальной плоскостью точки запуска χ' можно получить из выражения

$$\cos \chi' = \frac{\cos (\chi_0 - A) - \cos i \cos i'}{\sin i \sin i'}. \quad (2.21)$$

Теперь потребный угол поворота плоскости траектории определится по формуле

$$\cos \Delta i = \cos i \cos i' + \sin i \sin i' \cos (\chi t_0 + \chi'), \quad (2.22)$$

где момент $t_0=0$ соответствует, как и ранее, времени прохождения точки старта через плоскость цели. Наконец, окно запуска для этого случая определяется как

$$\Delta t = \frac{2}{\omega_3} \arccos \frac{\cos \Delta i - \cos i \cos i'}{\sin i \sin i'} \quad (2.23)$$

В том случае, когда траектории встречи относятся к типу I или II, окна запуска располагаются симметрично относительно моментов прохождения точки старта через плоскость орбиты цели, а величины окон зависят от располагаемой характеристической скорости, которую можно затратить на поворот плоскости орбиты. Кроме того, окна запуска ограничены возможностями фазирования (траектории типа II), т. е. временем, которым располагает перехватчик для сведения к заданной величине угла между радиусами-векторами перехватчика и цели (фазового угла) после выхода на промежуточную (начальную или фазирующую) орбиту. Когда перехватчик выводится на фазирующую орбиту, уменьшение угла между векторами положения перехватчика и цели за один оборот составляет примерно

$$\Delta \Phi \approx \frac{3}{2} \frac{\Delta a}{a} 360^\circ, \quad (2.24)$$

где a — большая полуось орбиты цели, а Δa — разность высот или разность больших полуосей орбит. (Подробнее о методах фазирования см. ниже «Фазирование»). Если задано максимальное время фазирования, т. е. предельно допустимое число оборотов по фазирующей орбите n , то окно запуска, обусловленное фазированием, определяется как

$$\Delta t = \frac{nT}{360^\circ} \Delta \Phi, \quad (2.25)$$

Здесь T — период обращения цели.

Таким образом, окна запуска ограничены в основном тремя факторами: располагаемым запасом топлива (характеристической скоростью ΔV), допустимым азимутом запуска и предельным числом оборотов по фазирующей орбите (при заданных характеристиках этой орбиты). Наложение всех трех ограничений определяет окончательное окно запуска.

Метод определения момента запуска и азимута запуска в случае применения траекторий типа III или IV рассмотрен в работе [50].

ВВЕДЕНИЕ НА НАЧАЛЬНУЮ ОРБИТУ

Возможны два вида траекторий выведения космического аппарата на начальную орбиту или непосредственно в зону встречи при использовании траекторий встречи типа I и III

(рис. 2.9). К первому виду относятся траектории, целиком состоящие из одного активного участка; траектории второго вида состоят из двух активных участков, разделенных пассивным участком иногда значительной протяженности.

Выведение на орбиту по траектории с одним активным участком может вызывать значительные потери энергии, в особенности когда на точку выхода на орбиту наложены дополнительные геометрические условия (например, выведение в точку над станцией сопровождения) или, когда орбита сильно вытянута и аппа-

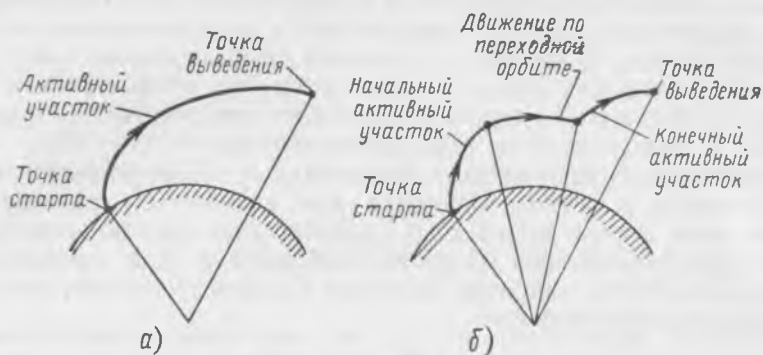


Рис. 2.9. Траектории выведения на промежуточную орбиту:
а—траектория прямого выведения; б—траектория с переходной орбитой

рат нужно вывести в точку, далеко отстоящую от перигея. При использовании траектории этого вида трудно или просто невозможно изменять в случае необходимости угловую дальность от точки старта до точки выведения. Наиболее эффективны траектории, состоящие из одного активного участка, когда выведение в точку перигея или на круговую орбиту осуществляется при произвольной угловой дальности.

При использовании траекторий второго вида космический аппарат сначала выходит на переходную орбиту, которая проходит вблизи заданной орбиты, а затем при помощи второго активного участка полета, начатого и законченного в определенные моменты времени, завершает выход на заданную орбиту. Траектории этого вида целесообразно применять для выведения аппаратов на орбиты большой высоты, а также в тех случаях, когда нужно обеспечить заданную угловую дальность точки выведения.

При выборе начальной промежуточной орбиты учитываются следующие требования.

Минимально допустимой энергией орбиты считается такая, при которой перехватчик сможет безопасно совершить один виток с последующей посадкой. Для расчета этого случая принимают несколько завышенную плотность атмосферы. С другой стороны, орбиты со слишком большой энергией приводят к чрез-

мерным перегрузкам при входе в атмосферу в окрестности апогея или к большому аэродинамическому нагреву при входе в атмосферу в районе перигея.

Для синтеза траекторий встречи необходимо знать общие характеристики активных участков (участков разгона): продолжительность движения, угловую дальность (угол между радиусами-векторами начальной и конечной точек), скорость и высоту в конце участков, долю потребной характеристической скорости, приходящуюся на эти участки, и т. д. Участки разгона могут сильно различаться между собой в зависимости от выбираемого типа траектории (прямое выведение или с использованием переходной орбиты). В частности, диапазон угловых дальностей участка выведения на промежуточную орбиту может составлять от 15 до 90° [26], причем большие дальности соответствуют траекториям с использованием переходной орбиты.

Характеристики участков выведения оцениваются сначала приближенно, а затем уточняются для выбранных траекторий выведения с учетом конкретных характеристик ракеты-носителя.

Характеристическую скорость, необходимую для выведения ракеты-носителя в заданные конечные условия движения, можно приближенно оценить как

$$\Delta V = V_k + \sum \Delta V_{\text{пот}} - V_3. \quad (2.26)$$

Здесь ΔV — идеальная или характеристическая скорость, которую могла бы развить ракета в пустоте при отсутствии гравитационных сил; V_k — заданная конечная скорость (в конце участка разгона или в момент выхода на орбиту). Для круговой орбиты, например, конечная скорость

$$V_k = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}}, \quad (2.27)$$

где R_3 — радиус Земли; h — высота орбиты; $\mu \approx 398631 \text{ км}^3/\text{сек}^2$.

V_3 — линейная скорость, сообщаемая ракете-носителю вращением Земли,

$$V_3 \approx 465 \cos \varphi_0 \sin A \text{ [м/сек]}. \quad (2.28)$$

$\sum \Delta V_{\text{пот}}$ — потери скорости из-за сопротивления атмосферы и гравитационного притяжения

$$\sum \Delta V_{\text{пот}} = \int_{t_0}^{t_k} g \sin \Theta dt + \int_{t_0}^{t_k} \frac{X}{m} dt, \quad (2.29)$$

где g — гравитационное ускорение;
 Θ — угол наклона траектории;
 X — аэродинамическое сопротивление;

m — масса ракеты;
 t_0 и t_k — моменты времени, соответствующие началу и концу рассматриваемого участка полета.

Для близких к оптимальным программ выведения на геоцентрические орбиты малой высоты величина $\Sigma \Delta V_{\text{пот}}$ составляет 2—3 км/сек [26].

Определив из уравнения (2.26) величину ΔV , можно на основании уравнения Циолковского оценить необходимое количество топлива

$$G_T = G_K (e^{\Delta V \cdot P_{уд} g} - 1), \quad (2.30)$$

где G_T — вес топлива;

G_K — конечный вес ракеты-носителя;

$P_{уд}$ — удельная тяга двигателя.

Зная тягу двигателя P , оценим продолжительность активного участка полета

$$t_k - t_0 = \frac{G_T P_{уд}}{P}. \quad (2.31)$$

Характеристики траектории на участке пассивного полета обычно определяются по формулам эллиптической теории, т. е. при допущениях о центральном гравитационном поле Земли и отсутствии атмосферы. Для коротких пассивных участков можно использовать допущение о плоско-параллельном гравитационном поле Земли. Соответствующие явные формулы для высоты, скорости и угла наклона траектории в конце участка, а также для времени полета получены в работе [25]. Более точные, но более сложные соотношения приведены в работах [45, 47, 73].

КОМПЛАНАРНЫЕ МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ПЕРЕХОДЫ

Последующая траектория встречи (после начального разгона или вывода на промежуточную орбиту) состоит из отдельных межорбитальных переходов, характеристики которых можно оценить, используя импульсную аппроксимацию. Это широко распространенное упрощение основано на том, что длительность активных участков при использовании термохимических двигателей большой тяги пренебрежимо мала по сравнению с продолжительностью пассивных участков. Указанное обстоятельство дает возможность пренебречь протяженностью активных участков и считать, что к космическому аппарату мгновенно прикладывается импульс тяги, который не изменяет вектор положения аппарата, но мгновенно изменяет величину и направление его скорости. Практика показала высокую точность такого приближения для оценки затрат топлива и времени перехода с орбиты на орбиту.

Литература, посвященная межорбитальным переходам, настолько обширна, что подробный обзор соответствующих работ занял бы слишком много места. Поэтому мы ограничимся кратким перечислением основных видов импульсных переходов и приведем лишь самые необходимые зависимости. Рассмотрим компланарные переходы с одной орбиты на другую, когда время перехода и граничные точки не заданы.

Двухимпульсные переходы между круговыми орбитами
(рис. 2.10)

Эти переходы могут принадлежать к одному из трех типов. Переход типа *A* называется *хомановским* и требует минимальных затрат топлива. Первый касательный импульс скорости ΔV_1 переводит перехватчик на эллиптическую орбиту с апогеем, совпадающим по высоте с внешней (конечной) орбитой. В точке совпадения орбит прикладывается второй касательный импульс ΔV_2 , который переводит перехватчик на внешнюю круговую орбиту.

Величины импульсов

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} \left(\sqrt{\frac{2}{1 + \frac{R_0}{R_K}}} - 1 \right), \\ \Delta V_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \left(\sqrt{\frac{2 \frac{R_0}{R_K}}{1 + \frac{R_0}{R_K}}} - 1 \right). \end{aligned} \quad (2.32)$$

Суммарный импульс для двухимпульсного хомановского перехода

$$\begin{aligned} \Delta V_{\Sigma} &= \Delta V_1 + \Delta V_2 = \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} \left[\left(1 - \frac{R_0}{R_K} \right) \sqrt{\frac{2}{1 + \frac{R_0}{R_K}}} + \sqrt{\frac{R_0}{R_K}} - 1 \right]. \end{aligned} \quad (2.33)$$

Здесь R_0 и R_K — соответственно радиусы начальной и конечной орбит; $\sqrt{\frac{\mu}{R_0}}$ — круговая скорость для начальной орбиты. Следует также отметить, что хомановский переход заведомо неоптимален при $\frac{R_K}{R_0} > 15,6$; в этом случае выгоднее трехимпульсный (биэллиптический) переход [20, 22].

Переходы типа *B* (см. рис. 2.10) осуществляются при помощи начального касательного импульса, величина которого

больше, чем для хомановского перехода. Вследствие этого переходная орбита пересекает конечную и второй импульс для перехода на внешнюю круговую орбиту не является касательным. Аналогичный, но еще более быстрый (и с еще большими затратами топлива) переход получают, когда начальный импульс имеет составляющую, нормальную к исходной орбите.

В этом случае переходный эллипс пересекает обе гранич-

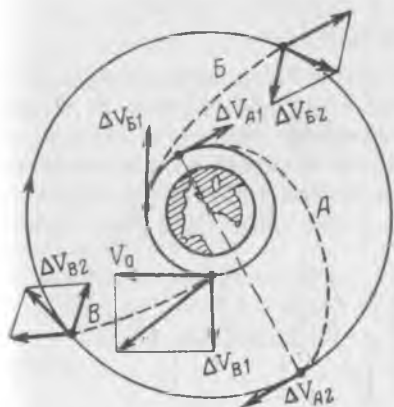


Рис. 2.10. Типы двухимпульсных переходов между круговыми орбитами

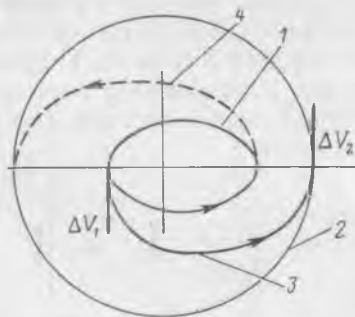


Рис. 2.11. Двухимпульсный переход с эллиптической орбиты на круговую:

1—начальная орбита; 2—конечная круговая орбита; 3—орбита перехода из перигея начальной орбиты; 4—орбита перехода из апогея начальной орбиты

ные орбиты. Предельным случаем является траектория типа *B*, когда первый импульс прикладывается нормально к внутренней (начальной) орбите.

Двухимпульсный переход с эллиптической орбиты на внешнюю круговую (рис. 2.11)

Среди возможных вариантов такого перехода абсолютно оптимальным по затратам топлива является хомановский переход из перигея внутренней орбиты (орбита 3). Наименее выгодным из оптимальных переходов является переход из апогея внутренней орбиты (орбита 4).

Суммарный импульс при переходе из перигея начальной орбиты

$$\Delta V_{\Sigma} = V_p \left[\sqrt{\frac{R_k - R_p}{R_k(R_k + R_p)}} + \sqrt{\frac{R_p}{2R_k}} - \sqrt{\frac{R_a}{R_a + R_p}} \right] \quad (2.34)$$

Здесь R_k — радиус конечной круговой орбиты; R_a и R_p — соответственно апогейное и перигейное расстояния начальной

эллиптической орбиты; V_p — скорость в перигее начальной орбиты

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{R_p}} \sqrt{\frac{2R_a}{R_a + R_p}} \quad (2.35)$$

Двухимпульсный переход с круговой орбиты на внешнюю эллиптическую (рис. 2.12)

Абсолютно оптимальным переходом в этом случае является хомановский переход в апогей внешней орбиты (орбита 3). Наименее выгодным из оптимальных переходов является хомановский переход в перигей внешней орбиты (орбита 4). Суммарный импульс хомановского перехода с круговой орбиты радиуса R_0 в апогей эллиптической орбиты с радиусами R_a и R_p определяется как

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} \left\{ \sqrt{\frac{R_0}{R_p}} \left[\frac{\left(\frac{R_p}{R_0} - 1\right)}{\sqrt{\frac{1}{2} \left(1 + \frac{R_p}{R_0}\right)}} + \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \left(1 + \frac{R_p}{R_a}\right)}} - 1 \right] \right\} \quad (2.36)$$

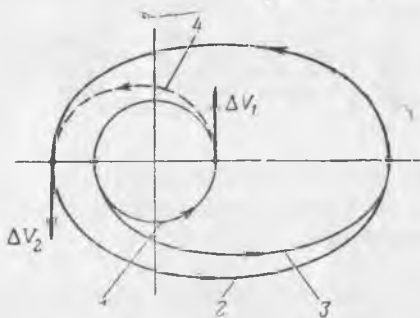


Рис. 2.12. Двухимпульсный переход с круговой орбиты на внешнюю эллиптическую:

1—начальная круговая орбита; 2—конечная эллиптическая орбита; 3—орбита перехода в апогей конечной орбиты; 4—орбита перехода в перигей конечной орбиты

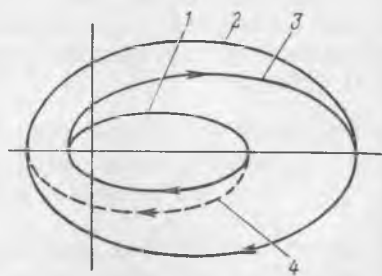


Рис. 2.13. Двухимпульсный переход между соосными эллиптическими орбитами:

1—начальная орбита; 2—конечная орбита; 3—орбита перехода в апогей конечной орбиты; 4—орбита перехода в перигей конечной орбиты

Двухимпульсный переход между соосными эллиптическими орбитами (рис. 2.13)

Абсолютно оптимальная величина суммарного импульса соответствует переходу из перигея внутренней орбиты в апогей внешней (орбита 3). Среди оптимальных переходов наименее

выгоден переход из апогея внутренней орбиты в перигей внешней (орбита 4).

Более общие случаи, т. е. случаи импульсных переходов между произвольно расположенными компланарными эллиптическими орбитами, рассмотрены, например, в работах [19, 20].

МАНЕВР ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ

При повороте плоскости орбиты перехватчика обычно расходуется большое количество топлива, поэтому задаче осуществления эффективного поворота уделяется большое внимание [8, 9, 14, 33, 50, 54, 84]. Для маневров поворота плоскости орбиты вне плотных слоев атмосферы остается справедливым импульсное приближение. Простейший способ поворота заключается в приложении импульса скорости в узле начальной и конечной орбит (рис. 2.14). Импульс скорости, необходимый для такого поворота в случае круговой орбиты

$$\Delta V = 2V_{кр} \sin \frac{\Delta i}{2}. \quad (2.37)$$

Здесь $V_{кр}$ — местная круговая скорость; Δi — угол поворота плоскости орбиты. Нетрудно видеть, что для типичной геоцентрической орбиты потребный импульс скорости может быть очень большой, а при $\Delta i = 60^\circ$ эта скорость численно равна местной круговой скорости. Если угол $\Delta i > 38,94^\circ$, то выгоднее сначала вывести перехватчик на переходный компланарный эллипс, затем повернуть плоскость орбиты на нужный угол в апогее эллипса, после чего в перигее повернутого эллипса опять перейти на круговую орбиту при помощи третьего импульса (рис. 2.15). Оптимальные значения R_a и суммарного импульса скорости ΔV_Σ можно найти по формулам

$$R_a = \frac{R_0 \sin \frac{\Delta i}{2}}{1 - 2 \sin \frac{\Delta i}{2}}. \quad (2.38)$$

$$\Delta V_\Sigma = 2V_{кр} \left[2 \sqrt{2 \sin \frac{\Delta i}{2} \left(1 - \sin \frac{\Delta i}{2} \right)} - 1 \right], \quad (2.39)$$

где R_0 — радиус начальной орбиты.

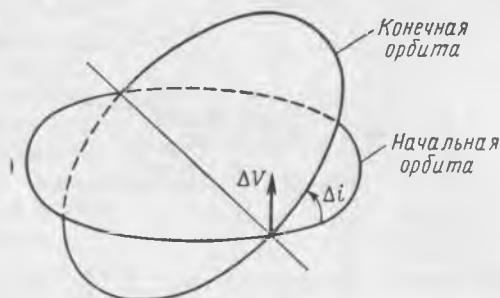


Рис. 2.14. Поворот плоскости орбиты путем приложения импульса скорости в узле начальной и конечной орбит

При $\Delta i > 60^\circ$ принимается $\sin \frac{\Delta i}{2} = 0,5$ (переход «через бесконечность»).

Еще более экономичный способ поворота плоскости орбиты заключается в разделении заданного угла поворота Δi_* на несколько частей и осуществлении поворота при помощи последо-

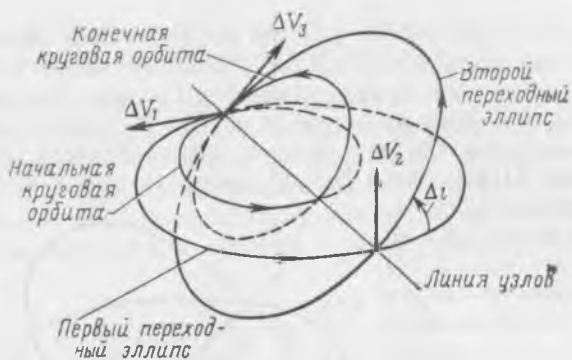


Рис. 2.15. Трехимпульсный поворот плоскости орбиты

вательных импульсов (рис. 2.16). Угол поворота и импульс скорости записываются для этого случая в виде:

$$\Delta i_* = \sum_j \Delta i_j, \quad (2.40)$$

$$\Delta V_\Sigma = \sum_j \Delta V_j = \sum_j \sqrt{V_{j-}^2 + V_{j+}^2 - 2V_{j-}V_{j+} \cos \Delta i_j}. \quad (2.41)$$

Здесь j — номер импульса; знаки минуса и плюса в индексах относятся соответственно к скорости до и после приложения импульса.

Для минимизации ΔV_Σ необходимо обеспечить минимум функции H .

$$H = \sum_j \Delta V_j + \lambda \left(\Delta i_* - \sum_j \Delta i_j \right), \quad (2.42)$$

где λ — постоянный множитель Лагранжа. Отсюда следует условие оптимального распределения импульсов

$$\frac{\partial H}{\partial \Delta i_j} = \frac{\partial \Delta V_j}{\partial \Delta i_j} - \lambda = 0, \quad (2.43)$$

т. е. для всех импульсов величина $\frac{\partial \Delta V_j}{\partial \Delta i_j}$ должна быть одинаковой:

$$\frac{V_1 - V_{1+} \sin \Delta i_1}{\Delta V_1} = \frac{V_2 - V_{2+} \sin \Delta i_2}{\Delta V_2} = \dots = \frac{V_j - V_{j+} \sin \Delta i_j}{\Delta V_j}$$

Проводя оптимизацию далее по высоте апогея переходного эллипса, найдем наименьшее значение ΔV_2 при оптимальном распределении углов поворота и оптимальной высоте приложения промежуточного импульса.

Даже при оптимальном распределении углов поворота плоскости орбиты затраты энергии могут быть очень большими. В связи с этим был предложен метод поворота плоскости орбиты с полным или частичным использованием аэродинамических сил (так называемый «синергический маневр») [68, 69].

В упрощенном виде этот маневр включает четыре этапа:

1) сход с орбиты и вход в плотные слои атмосферы; 2) выравнивание, т. е. переход на полет с постоянной высотой, и разворот на этой высоте; 3) разгон до орбитальной скорости с подъемом на нужную высоту; 4) переход на орбиту в новой плоскости. Первый и четвертый этапы осуществляются при помощи двигателя. В некоторых случаях первый, третий и четвертый этапы могут отсутствовать и разворот при помощи аэродинамических сил будет происходить непосредственно на орбите. Возможен также комбинированный поворот плоскости орбиты с одновременным использованием аэродинамических и реактивных сил. Иногда аэродинамический поворот плоскости орбиты целесообразно выполнять еще в процессе вывода перехватчика на заданную орбиту.

Вход в плотные слои атмосферы целесообразно выполнять по эллипсу Хомана, тогда в конце снижения угол наклона траектории будет равен нулю и отпадет необходимость в выравнивании. Избыток скорости по отношению к круговой на малой высоте гасится аэродинамическим сопротивлением на этапе разворота. Разворот можно выполнять в одном из двух режимов — полете с постоянным углом крена или движении по малому кругу, когда угол крена регулируют так, чтобы траектория была круговой. После окончания разворота осуществляется переход на конечную орбиту по эллипсу Хомана.



Рис. 2.16. Поворот плоскости орбиты с помощью нескольких последовательных импульсов

На рис. 2.17 показана характеристическая скорость, необходимая для поворота плоскости типичной круговой орбиты без изменения высоты как при помощи синергического маневра при разных значениях аэродинамического качества K , так и при помощи двигательной установки [54]. Как видно, преимущества синергического маневра обнаруживаются при $K \geq 1,5$ и углах поворота плоскости орбиты, больших 5° . Аналитическое определение характеристик комбинированного разворота представляет собой весьма трудную задачу, при решении которой приходится рассматривать движение аппарата в атмосфере с учетом силы тяги. Тем не менее в литературе можно найти различные способы подхода к решению этой задачи [46, 52, 77, 96].

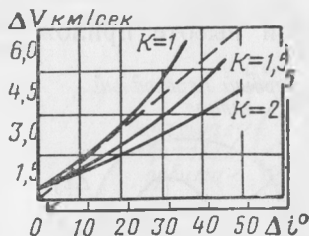


Рис. 2.17. Характеристическая скорость, необходимая для поворота плоскости типичной круговой орбиты с использованием аэродинамических сил. Пунктирная кривая показывает разворот при помощи двигательной установки

Характеристики синергического маневра, так же как и импульсного поворота, можно улучшить, если поворот плоскости орбиты совершать в несколько этапов. Пусть, например, поворот плоскости круговой орбиты осуществляется в три этапа: 1) импульсный поворот на угол Δi_1 , выполняемый одновременно с переходом на хомановскую орбиту; 2) собственно синергический

комбинированный поворот на угол Δi_2 , совершаемый вблизи перигея переходной (хомановской) орбиты; 3) импульсный поворот на угол Δi_3 , выполняемый одновременно с переходом на конечную круговую орбиту. Величину импульса скорости на втором этапе можно подсчитать по приближенной формуле

$$\Delta V_2 = \frac{1}{K} V_p \Delta i_2, \quad (2.44)$$

где V_p — скорость в перигее переходной орбиты.

Углы поворота плоскости орбиты при сходе с начальной круговой орбиты и возвращении на конечную орбиту из соображений симметрии можно принять одинаковыми: $\Delta i_1 = \Delta i_2$. Тогда полный угол поворота

$$\Delta i_* = 2\Delta i_1 + \Delta i_2, \quad (2.45)$$

а суммарный импульс скорости

$$\Delta V_\Sigma = 2 \sqrt{V_{кр}^2 + V_a^2 - 2V_{кр}V_a \cos \Delta i_1} + \frac{1}{K} V_p \Delta i_2. \quad (2.46)$$

Здесь V_a — скорость в апогее эллипса Хомана.

Условие оптимальности в этом случае приобретает вид

$$\cos^2 \Delta i_{1opt} - 2\xi^2 \frac{V_{кр}}{V_a} \cos \Delta i_{1opt} + \xi^2 \left[\left(\frac{V_{кр}}{V_a} \right)^2 + 1 \right] = 1, \quad (2.47)$$

где

$$\xi = \frac{1}{K} \frac{V_p}{V_{кр}}. \quad (2.48)$$

Если удовлетворяется условие

$$K > V_p / V_{кр}, \quad (2.49)$$

то уравнение (2.47) позволяет найти оптимальные значения углов Δi_1 . Если же (2.49) не выполняется или оказывается, что $\Delta i_* < 2\Delta i_{1opt}$, то весь поворот плоскости орбиты нужно выполнять только при помощи импульсов тяги, не пользуясь аэродинамическим разворотом.

НЕКОМПЛАНАРНЫЕ МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ПЕРЕХОДЫ

Если начальная и конечная орбиты не лежат в одной плоскости и имеют разные параметры, то определение характеристик перехода становится очень сложной задачей, которую в общем случае можно решить только численными методами (см. [41, 72, 74]). Для соосных орбит при некоторых начальных условиях наиболее выгодны трехимпульсные переходы.

Характеристики двух- и трехимпульсных переходов между некомпланарными круговыми орбитами исследованы в работе [41], где приведено сравнение трех способов перехода — биэллиптического и двух модификаций хомановских переходов — двухимпульсной и трехимпульсной.



Рис. 2.18. Биэллиптический трехимпульсный переход

Биэллиптический переход (рис. 2.18) представляет собой трехимпульсный маневр перехода с начальной круговой орбиты радиуса R_0 на конечную круговую орбиту радиуса R_K с приложением промежуточного (второго импульса) в точке с геоцентрическим расстоянием r_* . Принято, что полный потребный угол поворота плоскости орбиты распределен оптимальным образом между всеми тремя импульсами. При $r_* > R_K$ биэллиптические переходы называются внешними, а при $r_* < R_K$ — внутренними.

Если плоскость орбиты поворачивается последовательно на углы Δi_1 , Δi_2 и Δi_3 при значениях радиусов R_0 , r_* и R_K соответственно, то суммарный импульс скорости для биэллиптического перехода, отнесенный к круговой скорости начальной орбиты,

$$\frac{\Delta V_{\Sigma}}{V_{кр0}} = \sqrt{1 + F_1^2 - 2F_1 \cos \Delta i_1} + F_2 \sqrt{1 + F_3^2 - 2F_3 \cos \Delta i_2} + F_4 \sqrt{1 + F_5^2 - 2F_5 \cos \Delta i_3}, \quad (2.50)$$

где

$$F_1 = \sqrt{\frac{2r_*}{R_0 + r_*}}; \quad F_2 = \sqrt{\frac{2R_0 R_K}{r_* + R_K}};$$

$$F_3 = \sqrt{\frac{R_0 (r_* + R_K)}{R_K (R_0 + r_*)}}; \quad F_4 = \sqrt{\frac{R_0}{R_K}};$$

$$F_5 = \sqrt{\frac{2r_*}{r_* + R_K}} = \frac{F_1 F_4}{F_3}.$$

При этом

$$\Delta i_* = \Delta i_1 + \Delta i_2 + \Delta i_3. \quad (2.51)$$

При $\Delta i_3 = 0$, $r_* = R_K$ или $\Delta i_1 = 0$, $r_* = R_0$ биэллиптический переход сводится к двухимпульсной модификации хомановского перехода.



Рис. 2. 19. Пространственные модификации хомановского перехода:

1, 2—точки приложения импульсов в двухимпульсном переходе; 1, II, III—точки приложения импульсов в трехимпульсном переходе

Оптимальное распределение углов поворота можно найти, как и в предыдущем подразделе, приравняв нулю частные производные от H [см. (2.42) и (2.43)].

Возможны двух- и трехимпульсные пространственные переходы между круговыми орбитами с использованием эллипса Хомана (рис. 2. 19). Двухимпульсный переход происходит между

узлами орбит с поворотом плоскости орбиты в обоих узлах. Трехимпульсный переход состоит из двухимпульсного хомановского перехода с начальной орбиты на компланарную с ней, высота которой равна высоте конечной орбиты, и последующего импульсного поворота плоскости орбиты на нужный угол. Трехимпульсный переход особенно удобен для выполнения встречи, так как не требует прихода перехватчика на линию узлов для начала маневра.

Суммарный импульс скорости для трехимпульсной модификации хомановского перехода

$$\frac{\Delta V_{\Sigma}}{V_{кр 0}} = \sqrt{\frac{R_0}{R_K}} \left[\left(\frac{R_K}{R_0} - 1 \right) \sqrt{\frac{2}{1 + R_K/R_0}} + 1 + 2 \sin \left(\frac{\Delta i_*}{2} \right) \right] - 1. \quad (2.52)$$

Расчеты по формулам (2.50) и (2.52) суммарного импульса скорости ΔV_{Σ} показывают, что при пространственных переходах для большинства отношений R_K/R_0 двухимпульсный хомановский переход обеспечивает наименьшее значение ΔV_{Σ} . Однако при R_K/R_0 , близких к единице, внешние биэллиптические переходы дают меньшие значения ΔV_{Σ} , причем диапазон значений R_K/R_0 , соответствующий этим условиям, расширяется с увеличением угла Δi_* , но не превышает двух. Трехимпульсный хомановский переход всегда менее оптимален, чем двухимпульсный, но не всегда хуже биэллиптического. Интересно отметить, что при возрастании угла Δi_* вплоть до 30° величина Δi_1 все равно не превышает 5° .

Оптимизация характеристик перехода между произвольными эллиптическими орбитами представляет собой довольно сложную задачу даже в том случае, когда количество импульсов заведомо ограничено двумя. Общая постановка задачи оптимизации двухимпульсных пространственных переходов приведена в работе [72].

Оптимальные трехимпульсные переходы между некомпланарными эллиптическими и круговыми орбитами рассмотрены в работе [74] при допущении, что поворот орбиты осуществляется одним импульсом (в апогее переходного эллипса) и что импульсы прикладываются в апсидальных точках.

Линеаризованная теория оптимальных плоских и пространственных многоимпульсных переходов предложена в работах [16, 17], где принято допущение, что движение происходит в ограниченном слое центрального гравитационного поля (квазикруговые орбиты). Показано, что наиболее экономичные переходы осуществляются путем различного сочетания начального импульса

и промежуточных импульсов, лежащих в двух фиксированных в пространстве полуплоскостях.

Методы оптимизации траекторий подробно изложены в обзорной статье [76], где имеются ссылки на большинство основных работ по методам оптимизации, в частности, по численным методам.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ПЕРЕХОДЫ В РАСЧЕТНУЮ ТОЧКУ ВСТРЕЧИ

При синтезе траекторий встречи в качестве последнего участка обычно рассматривается отрезок орбиты, обеспечивающий переход перехватчика в расчетную точку встречи с целью, т. е. в некоторую точку на орбите цели, куда цель придет одновременно с перехватчиком; при этом этап сближения аппроксимируется последним импульсом (в точке встречи) для уравнивания векторов скорости перехватчика и цели. Например, в случае двухимпульсного маневра первый импульс обеспечивает переход в точку встречи, а второй — уравнивание скорости перехватчика и цели в этой точке.

Поскольку, как уже говорилось, второй импульс аппроксимирует этап сближения, мы не будем подробно исследовать его характеристики, тем более, что при известных орбите цели и переходной орбите перехватчика величина и направление импульса, необходимого для уравнивания скоростей, определяются довольно просто. Таким образом, задача в данном случае сводится к определению потребного импульса скорости для перевода перехватчика на орбиту, по которой он придет затем в точку встречи в заданный момент времени.

Решение этой задачи фактически заключается в определении орбиты по двум радиусам-векторам положения и времени перехода. Вопрос этот счень подробно освещен в литературе (см. [5, 24, 28, 30, 35, 36, 65, 70]). Для решения задачи применяется метод Гаусса, методы, основанные на уравнении Эйлера—Ламберта, и другие.

Область применения метода Гаусса ограничена малыми угловыми дальностями перехода. Попытки преодолеть этот недостаток привели к разработке методов Гоудела, Хэррика и Лиу, Дейста, приведенных в книге [12].

Теорема Ламберта устанавливает зависимость продолжительности перехода t от величин радиусов-векторов начальной и конечной точек r_1 , r_2 , расстояния между этими точками $d = |\vec{r}_1 - \vec{r}_2|$ и большей полуоси a переходной орбиты. Знание векторов положения двух точек на переходной орбите и ее большей полуоси позволяет найти необходимые орбитальные элементы, а затем потребный импульс скорости для перехода на эту орбиту.

Ограничимся случаем эллиптических переходных орбит. Связь между указанными величинами удобно выразить в виде

$$t = \sqrt{\frac{s^3}{\mu(1 + \cos \lambda)^3}} [\pi + (\lambda + \sin \lambda) - (\beta - \sin \beta)], \quad (2.53)$$

где

$$s = \frac{r_1 + r_2 + d}{2},$$

$$d = r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2 \cos \Phi;$$

Φ — угол между \bar{r}_1 и \bar{r}_2 ;

$$\cos \beta = 1 - \frac{s-d}{s}(1 + \cos \lambda);$$

$$\cos \lambda = \frac{s}{a} - 1 \quad (-\pi \leq \lambda \leq \pi).$$

Заметим, что при $\lambda=0$ имеет место переходная орбита с наименьшим значением большой полуоси; при $\lambda=-\pi$ — параболическая орбита, при $\lambda>0$ — отрезки переходных орбит, заключающие между собой и радиусами-векторами свободный фокус орбиты.

Решать уравнение (2.53) относительно λ удобно методом Ньютона, задаваясь первым приближением $\lambda_0 \approx +\pi$ и вычисляя далее

$$\lambda_{i+1} = \lambda_i - \frac{f(\lambda_i)}{f'(\lambda_i)}, \quad (2.54)$$

где

$$f(\lambda) = \sqrt{\frac{s^3}{\mu(1 + \cos \lambda)^3}} [\pi + (\lambda + \sin \lambda) - (\beta - \sin \beta)] - t;$$

$$f'(\lambda) = \frac{3}{2} t \frac{\sin \lambda}{1 + \cos \lambda} + \sqrt{\frac{s^3}{\mu(1 + \cos \lambda)^3}} \left[1 + \left(\frac{s-d}{s} \right)^2 \frac{\sin \lambda}{\sin \beta} \right].$$

Зная λ , найдем затем большую полуось переходной орбиты

$$a = \frac{s}{1 + \cos \lambda}. \quad (2.55)$$

После определения большой полуоси переходной орбиты вычисляем параметр орбиты и эксцентриситет

$$p = \frac{4a(s-r_1)(s-r_2)}{d^2} \cos^2 \left(\frac{\lambda + \beta}{2} \right); \quad (2.56)$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}}. \quad (2.57)$$

С применением теоремы Ламберта связаны следующие затруднения: 1) формулы изменяют вид в зависимости от типа конического сечения; 2) вид формул изменяется в зависимости от того, больше или меньше π центральный угол перехода Φ ; 3) формулы неприменимы, когда векторы \vec{r}_1 и \vec{r}_2 коллинеарны. Первые два затруднения устраняются применением универсальных формул с использованием специальных трансцендентных функций, пригодных для любых конических сечений, а также изменением знака при переходе Φ через значение π . Для того чтобы преодолеть третье затруднение, достаточно произвольно назначить плоскость перехода (например, начальную плоскость орбиты перехватчика). Один из способов универсальной записи теоремы Ламберта приведен в работе [65]. Метод определения истребного импульса скорости для выхода в точку встречи, основанный на универсальных переменных, рассмотрен в работах [5, 59].

ФАЗИРОВАНИЕ

При синтезе траекторий встречи часто возникает необходимость сводить к нулю или к заданной величине фазовый угол между перехватчиком и целью Φ , используя при этом специальные орбиты, которые называются *фазирующими*. Это необходимо в тех случаях, когда непосредственный переход в точку встречи при помощи соответствующего импульса скорости невыгоден с точки зрения затраты энергии. Фазирующие орбиты могут быть как круговыми, так и эллиптическими и в последнем случае могут касаться или не касаться конечной орбиты. Теория таких орбит подробно рассмотрена в работе [90], поэтому мы остановимся здесь лишь на самых общих вопросах фазирования.

Период обращения на эллиптической орбите, выраженной через величины апогейного и перигейного расстояний,

$$T = \frac{2\pi}{\mu^{1/2}} \left(\frac{R_a + R_p}{2} \right)^{3/2}, \quad (2.58)$$

Если высота перигея фазирующей орбиты ниже высоты круговой орбиты цели, а апогей совпадает по высоте с орбитой цели, то формулу (2.58) можно переписать так:

$$\frac{T}{T_0} = \left[\frac{1}{2} \left(1 + \frac{R_p}{R_0} \right) \right]^{3/2}, \quad (2.59)$$

где T_0 и R_0 — период обращения и радиус круговой орбиты. В этом случае перехватчик, находясь на эллиптической орбите, за каждый оборот цели приближается к ней, а фазовый угол между перехватчиком и целью уменьшается на величину

$$\Delta\Phi = \pi \left(1 - \frac{T}{T_0} \right). \quad (2.60)$$

Если цель опережает перехватчик более чем на 180° , то целесообразно, чтобы перехватчик отставал от цели. Для этого перехватчик нужно вывести на эллиптическую орбиту, касающуюся круговой орбиты цели в перигее. Тогда

$$\frac{T}{T_0} = \left[\frac{1}{2} \left(1 + \frac{R_a}{R_0} \right) \right]^{3,2} \quad (2.61)$$

и знак величины $\Delta\Phi$ в выражении (2.60) изменяется на обратный.

Если начальные положения перехватчика и цели известны, то можно определить число полных оборотов, которые должен будет совершить перехватчик, находящийся на эллиптической орбите, прежде чем он попадет в заданный район цели, движущейся по круговой орбите [75]. Пусть в некоторый начальный момент времени t_0 перехватчик находится в апогее, а цель — в точке с истинной аномалией $\vartheta_{ц0}$ (отсчитываемой от перигея орбиты перехватчика, рис. 2.20). Последовательные моменты времени (после t_0), когда перехватчик приходит в апогей, определяются формулой

$$t_{п} = t_0 + n_{п} T_{п}, \quad (2.62)$$

где $n_{п}$ — целое число оборотов перехватчика; $T_{п}$ — период обращения перехватчика.

Моменты времени, когда цель оказывается в апогее орбиты перехватчика,

$$t_{ц} = t_0 + t'_{ц} + n_{ц} T_{ц}, \quad (2.63)$$

где

$$t'_{ц} = \frac{T_{ц}}{2\pi} (\pi - \vartheta_{ц0}) \quad (-\pi \leq \vartheta_{ц0} \leq \pi).$$

Здесь $n_{ц}$ — целое число оборотов цели; $T_{ц}$ — период обращения цели.

Определим $n_{п}$ и $n_{ц}$, соответствующие одновременному приходу цели и перехватчика в район апогея, заданный центральным углом $2\Delta\theta$. Прибавим к правым частям выражений (2.62) и (2.63) соответственно $\Delta t_{п}$ и $\Delta t_{ц}$ — интервалы времени, на которые перехватчик и цель опаздывают или опережают момент прохождения апогея, оставаясь при этом в районе $2\Delta\theta$, и приравняем эти выражения

$$n_{п} T_{п} \pm \Delta t_{п} = t'_{ц} + n_{ц} T_{ц} \pm \Delta t_{ц}. \quad (2.64)$$

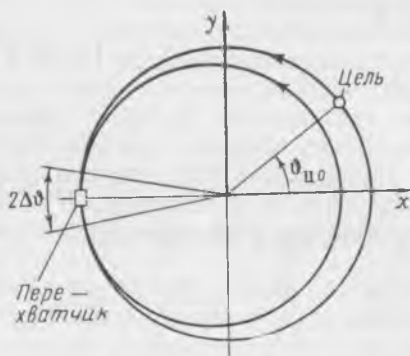


Рис. 2.20. К задаче осуществления встречи перехватчика и цели при помощи фазирующей орбиты

При помощи известных уравнений для кеплеровых орбит найдем соотношения между приращением истинной аномалии $\Delta\vartheta$ и приращением времени

$$\Delta t = \frac{T}{2\pi} (1 - e \cos E) \sqrt{1 - e^2} \Delta\vartheta. \quad (2.65)$$

Учитывая, что в апогее $E = \pi$ и что для орбиты цели $e = 0$, подставим (2.65) в (2.64), в результате чего получим

$$\frac{T_{\Pi}}{T_{\Pi}} = \frac{n_{\Pi} \pm B_1}{B_2 + n_{\Pi} \pm B_3}, \quad (2.66)$$

где

$$B_1 = (1 + e) \sqrt{1 - e^2} (\Delta\vartheta_{\Pi}/2\pi);$$

$$B_2 = \frac{t_{\Pi}}{T_{\Pi}};$$

$$B_3 = \Delta\vartheta_{\Pi}/2\pi.$$

Отсюда с учетом знаков

$$\frac{n_{\Pi} - B_1}{n_{\Pi} + B_2 + B_3} \ll \frac{T_{\Pi}}{T_{\Pi}} \ll \frac{n_{\Pi} + B_1}{n_{\Pi} + B_2 - B_3}. \quad (2.67)$$

Принимая во внимание (2.59), окончательно будем иметь

$$\left(\frac{a_{\Pi}}{R_{\Pi}}\right)^{3/2} (n_{\Pi} - B_1) - B_2 - B_3 \ll n_{\Pi} \ll \left(\frac{a_{\Pi}}{R_{\Pi}}\right)^{3/2} (n_{\Pi} + B_1) - B_2 + B_3, \quad (2.68)$$

где a_{Π} — большая полуось орбиты перехватчика; R_{Π} — радиус орбиты цели.

Если имеется информация об орбитах аппаратов и заданы границы области встречи $\Delta\vartheta_{\Pi}$ и $\Delta\vartheta_{\Pi}$, то все величины в (2.68) известны, кроме n_{Π} и n_{Π} . Придавая n_{Π} последовательно целые значения 1, 2, 3..., найдем целые числа n_{Π} , при которых удовлетворяется неравенство (2.68). Для приближенной оценки характеристик фазирования можно пользоваться формулами (2.24) и (2.25).

Фазирование можно осуществлять не только по специальным замкнутым орбитам, но и путем биэллиптического перехода. Для внутренних биэллиптических переходов при $R_{*}/R_0 \geq 1$ существует максимальный угол опережения, превышение которого не позволяет осуществить встречу. При помощи внешних биэллиптических переходов встречу можно выполнить при любых углах опережения. В той области, где возможны оба типа переходов, встречу можно осуществить быстрее и с меньшим расходом топлива при помощи внутренних переходов.

Методы синтеза траекторий встречи основываются главным образом на импульсной аппроксимации. Это допущение не остается справедливым при переходе к задаче наведения на активных участках, хотя и может быть использовано частично, например в методе наведения по требуемой скорости (см. ниже разд. 4). При наведении на активном участке этим методом можно по-прежнему игнорировать конечное время действия тяги и управлять перехватчиком так, как будто в каждый момент времени аппарат располагает бесконечно большой тягой. Такой подход, естественно, будет вызывать определенные потери энергии и снижение точности наведения, чем и объясняются неоднократные попытки учесть продолжительность действия тяги при наведении. Но так как решение уравнений движения космического аппарата на активном участке достаточно сложно, такие попытки обычно сводятся или к соответствующему переносу начала активного участка (разнесению реального активного участка симметрично относительно заранее определенного момента приложения импульса) [58], или же к введению в ориентацию тяги и момент включения двигателя поправок, соответствующих реальной величине тяги [49, 98].

При уточненных расчетах траекторий допущение об импульсном характере приложения тяги также является неудовлетворительным, особенно если управляющее ускорение от тяги не слишком велико. Рассмотрим, например, задачу поворота плоскости орбиты.

Так как в действительности тяга при повороте плоскости орбиты прикладывается не импульсно, а в течение конечного интервала времени, то во время активного участка не только изменяется наклонение орбиты, но происходит и прецессия линии узлов. При этом величина наклонения i претерпевает колебания — синусоидальные при приложении постоянного ускорения, нормального к круговой орбите a_z [14]. Поэтому для поворота плоскости орбиты на любой угол i (до π) следует менять знак управляющего ускорения a_z . Если нужно повернуть круговую орбиту на заданный угол, минимизируя импульс скорости

$$\Delta V = \int_{t_0}^{t_1} |a_z| dt$$

при ограниченном ускорении a_z , то оптимальное управление получается релейным; активные участки одинаковой продолжительности чередуются с пассивными участками также одинаковой продолжительности, причем при переходе к каждому последующему активному участку знак ускорения изменяется на обратный.

Как следует из приведенного примера, пренебрежение конечным временем действия тяги может привести не только к коли-

чественным, но и к качественным ошибкам при оценке характеристик траекторий и разработке методов наведения. Отсюда очевидно, что справедливость импульсной аппроксимации необходимо проверять в каждой задаче как для отдельных участков траектории, так и для всей траектории встречи.

3. СИНТЕЗ ТРАЕКТОРИЙ ВСТРЕЧИ

После определения орбиты и трассы цели необходимо провести синтез траектории полета перехватчика.

Под синтезом траектории понимается выбор траектории космического полета с целью наиболее полного решения основной задачи полета при наиболее экономном использовании технических средств. При синтезе траектории учитывают такие требования, как минимальный расход топлива, простота системы управления полетом, специфические требования, предъявляемые к данной операции, и пр. Синтез обычно проводится путем точного расчета большого количества различных вариантов траекторий. Однако прежде чем переходить к точным расчетам, необходимо хотя бы приближенно составить схему траектории, отвечающую в общем основным требованиям. Для этого применяются упрощенные методы, основанные на различного рода допущениях.

Траектории встречи синтезируют так, чтобы они обеспечили выполнение конечных условий встречи с учетом многих ограничений на параметры траектории, отражающих специфику операции встречи. Эти ограничения связаны с энергетическими возможностями перехватчика, геометрическими соотношениями (например, с положением точки старта по отношению к орбите цели), располагаемым временем выполнения операции, размещением наземных станций сопровождения и связи, возможностями бортовой навигационной аппаратуры, вопросами безопасности и т. д.

МЕТОД ОПОРНЫХ ТОЧЕК

Рассмотрим один из возможных методов общего синтеза траекторий встречи, который будем называть «методом опорных точек» [86, 87]. Этот метод позволяет при заданных эфемеридах цели разработать полный план полета от момента старта до момента встречи, когда цель находится на произвольной геоцентрической эллиптической орбите, а запуск перехватчика можно осуществлять в произвольный момент времени. Траектория встречи строится из отдельных отрезков, включающих участок вывода на начальную орбиту малой высоты (с одним или двумя активными участками полета), отрезки переходных орбит, фазирующие орбиты, повороты плоскости орбиты и участок перехода

в расчетную точку встречи. Предусмотрены два способа фазирования: 1) при помощи биэллиптических переходов; 2) при помощи замкнутых орбит. Каждый из этих способов может содержать траектории обгона (внутренние) и траектории отставания (внешние).

Выбор траектории встречи среди множества возможных, обеспечивающих выполнение конечных условий, производится в соответствии с определенным алгоритмом. Этот алгоритм основан на следующих положениях.

1. Операция встречи начинается с вывода перехватчика на начальную орбиту малой высоты. Этот участок заканчивается отсечкой топлива на угловом расстоянии 90° от точки старта, чем и определяется положение линии узлов, которая затем практически не изменяет своего положения; все последующие импульсы прикладываются на линии узлов.

2. Полный угол поворота плоскости орбиты распределяется оптимально между всеми активными участками, кроме начальных. Импульсы, обеспечивающие поворот плоскости траектории перехватчика, векторно суммируются с импульсами, применяемыми для выполнения необходимого маневра в плоскости траектории, и суммарный импульс реализуется одним маневром.

3. Для грубого фазирования используется начальная орбита малой высоты, что приводит к уменьшению общей продолжительности полета.

4. Для точного фазирования и компенсации накопившихся ошибок применяются внутренние или внешние биэллиптические переходы или замкнутые фазирующие орбиты.

5. На всех активных участках полета, кроме начальных, соблюдается следующее условие: угол наклона траектории в конце данного активного участка должен быть таким же, как в начале этого участка. Это условие несколько увеличивает расход топлива при выполнении операции встречи на орбитах цели обычной высоты с умеренным эксцентриситетом. Если же угол между линией узлов и линией аписид орбиты цели близок к нулю, то энергетическая эффективность таких траекторий сравнима с эффективностью хомановских переходов. В тех случаях, когда указанное условие приводит к нарушению ограничения на минимальную высоту точки приложения импульса (см. ниже), его соответствующим образом видоизменяют.

6. В основу метода положено использование *опорных точек* положения цели, отстоящих друг от друга на 90° по центральному углу, и *точек прицеливания*, т. е. точек на траектории перехватчика, чьи проекции на плоскость орбиты цели лежат на радиусах-векторах опорных точек цели. На рис. 2.21 приведен пример расположения опорных точек и точек прицеливания для встречи в опорной точке III.

Метод опорных точек является по существу итерационным и позволяет пересчитывать траекторию встречи в процессе измене-

ния относительного положения точки старта и плоскости орбиты цели.

Расчет опорных точек и времени прибытия цели в эти точки производится следующим образом. Пусть известны положения перехватчика (точки старта) и положение и скорость цели в некоторый начальный момент времени, т. е. $r_{ц}(t_0)$, $r_{ц}(t_0)$, $V_{ц}(t_0)$. За начало отсчета t_0 принимается момент прохождения цели на минимальном расстоянии от точки старта. Единичный вектор

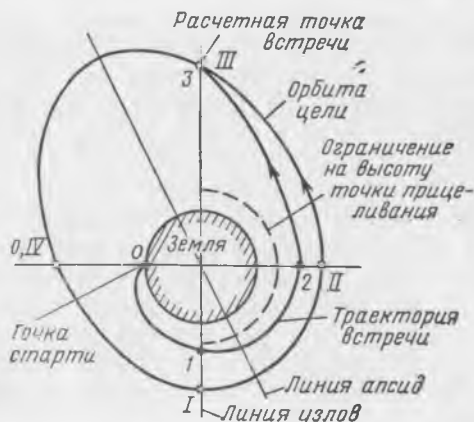


Рис. 2.21. Пример расположения опорных точек и точек прицеливания при синтезе траектории встречи. (Римскими цифрами обозначены опорные точки, арабскими — точки прицеливания)

направления на цель в момент начала отсчета $\bar{l}_{ц}(t_0)$ определяет направление на нулевую опорную точку:

$$\bar{l}_0 = \bar{l}_{ц}(t_0) = r_{ц}(t_0) / |r_{ц}(t_0)|. \quad (2.69)$$

Единичный вектор, нормальный к плоскости орбиты цели $\bar{k}_{ц}$ (коллинеарный с вектором кинетического момента орбиты цели $\bar{K}_{ц}$), определяется по формуле

$$\bar{k}_{ц} = \frac{\bar{r}_{ц}(t_0) \times \bar{V}_{ц}(t_0)}{|\bar{r}_{ц}(t_0) \times \bar{V}_{ц}(t_0)|}. \quad (2.70)$$

Далее находят единичные векторы $\bar{l}_1, \bar{l}_2, \dots$ направления на опорные точки 1, 2, ... :

$$\bar{l}_1 = \frac{\bar{k}_{ц} \times \bar{i}_{ц}}{|\bar{k}_{ц} \times \bar{i}_{ц}|}, \quad (2.71)$$

$$\bar{l}_2 = \bar{k}_{ц} \times \bar{l}_1, \quad (2.72)$$

$$\bar{l}_3 = -\bar{l}_1, \quad (2.73)$$

$$\bar{l}_4 = -\bar{l}_2 = \bar{l}_0. \quad (2.74)$$

где единичный вектор направления на точку старта перехватчика

$$\bar{i}_{\Pi} = \bar{r}_{\Pi} / |\bar{r}_{\Pi}|;$$

\bar{r}_{Π} — радиус-вектор точки старта перехватчика в прогнозируемый момент старта.

В формуле (2.71) учитывается, что угловая дальность от точки старта до точки выхода на начальную орбиту должна составлять 90° .

Для последующих опорных точек все расчеты производятся аналогичным образом с использованием $r_{\Pi}(t_m)$, $V_{\Pi}(t_m)$, где

$$t_m = t_0 + m_{\Pi} T_{\Pi} \quad (m = 1, 2, \dots); \quad (2.75)$$

m_{Π} — целое число оборотов цели.

Фокальный параметр p_{Π} орбиты цели, большую полуось a_{Π} и отношение длин осей находим по формулам

$$p_{\Pi} = \frac{1}{\mu} \left[\frac{|\bar{r}_{\Pi}(t_0) \times \bar{V}_{\Pi}(t_0)|^2}{r_{\Pi}(t_0)} \right]^2, \quad (2.76)$$

$$a_{\Pi} = \mu \left[V_{\Pi}^2(t_0) - \frac{2\mu}{r_{\Pi}(t_0)} \right]^{-1}, \quad (2.77)$$

$$\frac{b_{\Pi}}{a_{\Pi}} = \sqrt{\frac{p_{\Pi}}{a_{\Pi}}}. \quad (2.78)$$

Вычисление радиуса-вектора $\bar{r}_{\Pi n}$, угла наклона траектории $\Theta_{\Pi n}$, эксцентрисической аномалии $E_{\Pi n}$ и времени t_n , соответствующих опорной точке номера n , производится по следующим рекуррентным выражениям.

1. Величина радиуса-вектора

$$r_{\Pi n} = p_{\Pi} \left[1 - \cos \vartheta_{n-1, n} + \frac{p_{\Pi}}{r_{\Pi, n-1}} (\cos \vartheta_{n-1, n} - \sin \vartheta_{n-1, n} \operatorname{tg} \Theta_{\Pi n}) \right]^{-1} \quad (1 \leq n \leq N+2), \quad (2.79)$$

где

$$r_{\Pi 0} = r_{\Pi}(t_0);$$

$$\cos \vartheta_{n-1, n} = \begin{cases} \bar{l}_{\Pi}(t_0) \cdot \bar{l}_1, & \text{при } n=1 \\ 0, & \text{при } 1 < n \leq N+2; \end{cases}$$

$$\sin \vartheta_{n-1, n} = \begin{cases} |\bar{l}_{\Pi}(t_0) \times \bar{l}_1| \bar{k}_{\Pi}, & \text{при } n=1 \\ 1, & \text{при } 1 < n \leq N+2; \end{cases}$$

$\vartheta_{n-1, n}$ — приращение истинной аномалии между опорными точками;

N — номер опорной точки, в которой прогнозируется выполнение встречи.

Направление радиуса-вектора

$$\bar{r}_{\Pi n} = \bar{l}_n r_{\Pi n}.$$

2. Угол наклона траектории

$$\operatorname{tg} \Theta_{\Pi n} = \frac{\sin \vartheta_{n-1, n}}{1 - \cos \vartheta_{n-1, n}} \left(\frac{r_{\Pi n}}{r_{\Pi, n-1}} - 1 \right) - \frac{r_{\Pi n}}{r_{\Pi, n-1}} \operatorname{tg} \Theta_{\Pi, n-1}, \quad (2.80)$$

$$\operatorname{tg} \Theta_{\Pi 0} = \bar{r}_{\Pi} (t_0) \bar{V}_{\Pi} (t_0) / |\bar{r}_{\Pi} (t_0) \times \bar{V}_{\Pi} (t_0)|. \quad (2.81)$$

3. Эксцентрическая аномалия

$$\Delta E_{n-1, n} = \pi - 2 \operatorname{arctg} \left(\frac{b_{\Pi}}{a_{\Pi}} \right) \left(\frac{a_{\Pi}}{r_{\Pi, n-1}} \right) \left(\frac{\sin \vartheta_{n-1, n}}{1 - \cos \vartheta_{n-1, n}} - \operatorname{tg} \Theta_{\Pi, n-1} \right). \quad (2.82)$$

4. Время прихода цели в данную опорную точку

$$t_{\Pi n} = (a_{\Pi})^{3/2} \mu^{-1/2} \left[\Delta E_{n, n-1} - \left(\frac{b_{\Pi}}{a_{\Pi}} \right) (\operatorname{tg} \Theta_{\Pi n} - \operatorname{tg} \Theta_{\Pi, n-1}) \right] + t_{\Pi, n-1}. \quad (2.83)$$

Дальнейший синтез траектории встречи заключается в выборе и расчете отрезков траекторий, приводящих перехватчик в данную точку прицеливания. Вся задача решается сначала в упрощенной постановке, когда отдельные отрезки траектории совмещены с плоскостью орбиты цели путем поворота вокруг линии узлов. Одну из опорных точек выбирают в качестве возможной точки встречи, подбирают общую схему траектории встречи и затем рассчитывают отдельные участки траектории, представляющие собой отрезки конических сечений и составляющие в сумме траекторию встречи. На каждом из концов отрезков траектории прикладывается импульс скорости. В результате расчетов определяют векторы скорости и импульсы скорости, которые обеспечивают переход по траектории свободного полета в следующую точку прицеливания.

Расчет производится в обратном порядке, начиная с той точки прицеливания, которой присвоен наибольший номер, и далее вплоть до первой. Для расчета применяют следующие формулы:

$$\operatorname{tg} \Theta_i = \sin \vartheta_{ij} (1 - \cos \vartheta_{ij})^{-1} (1 - r_i / r_j) - \frac{r_i}{r_j} \operatorname{tg} \Theta_j, \quad (2.84)$$

$$p_{ij} / r_i = (1 - \cos \vartheta_{ij}) (r_i / r_j - \cos \vartheta_{ij} + \sin \vartheta_{ij} \operatorname{tg} \Theta_i)^{-1}, \quad (2.85)$$

$$\bar{h}_i = \bar{k}_{\Pi} \times \bar{l}_i, \quad (2.86)$$

$$V_{\varphi i} = [(p_{ij} / r_i) (\mu / r_i)]^{1/2}, \quad (2.87)$$

$$V_{r i} = V_{\varphi i} \operatorname{tg} \Theta_i, \quad (2.88)$$

$$\bar{V}_i = V_{\varphi} h_i + \bar{V}_{ri} \bar{l}_i, \quad (2.89)$$

$$\Delta \bar{V}_i = \bar{V}_i - \bar{V}_{i-1}, \quad (2.90)$$

где i, j — номера точек прицеливания;

\bar{h}_i — единичный вектор в плоскости орбиты цели, нормальный к радиусу-вектору в i -й точке прицеливания;

p_{ij} — параметр отрезка конического сечения между i -й и j -й точками прицеливания;

V_{φ} и V_r — горизонтальная и радиальная составляющие скорости;

\bar{V}_{i-1} — вектор скорости в i -й точке, полученный из расчета предыдущего отрезка траектории;

$\Delta \bar{V}_i$ — вектор приращения скорости в i -й точке.

Продолжительность полета по каждому отрезку траектории от i -й до j -й точки прицеливания определяется по формулам:

$$r_i/a_{ij} = 2 - (p_{ij}/r_i) (1 + \operatorname{tg}^2 \Theta_i), \quad (2.91)$$

$$b_{ij}/a_{ij} = [(p_{ij}/r_i) (r_i/a_{ij})]^{1/2}, \quad (2.92)$$

$$\Delta E_{ij} = \pi - 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left(\frac{b_{ij}}{a_{ij}} \right) \frac{a_{ij}}{r_i} \left[\frac{\sin \Theta_{ij}}{1 - \cos \Theta_{ij}} - \operatorname{tg} \Theta_i \right], \quad (2.93)$$

$$t_{ij} = (\mu)^{-1/2} \left[\Delta E_{ij} - \frac{b_{ij}}{a_{ij}} (\operatorname{tg} \Theta_j - \operatorname{tg} \Theta_i) \right] a_{ij}^{3/2}. \quad (2.94)$$

Затем можно определить разность времени прибытия цели и перехватчика в точку встречи (опорную точку N):

$$\Delta t = t_{nN} - \sum t_{ij} - t_0, \quad (2.95)$$

где t_0 — момент старта перехватчика.

По рассогласованию Δt изменяют высоту одной или нескольких точек прицеливания таким образом, чтобы свести это рассогласование к нулю. Необходимое изменение высоты вычисляют по формуле

$$\Delta h = k_h (\mu/a_{\text{ц}})^{1/2} \Delta t, \quad (2.96)$$

где k_h — постоянный коэффициент. После этого цикл вычислений повторяют.

Для того чтобы избежать чрезмерного аэродинамического нагрева и перегрузок, вводится ограничение на минимальную высоту точки прицеливания. Если при регулировании высоты достигается ее минимально допустимое значение, то точка встречи из опорной точки N переносится в точку $(N+2)$ и расчет повторяется, причем высота точки прицеливания, которая вышла на ограничение, поддерживается далее постоянной и равной минимально допустимой.

Алгоритм регулирования высоты точек прицеливания приведен в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Алгоритм регулирования высоты точек прицеливания при синтезе траектории встречи

	В начале расчета	После выхода высоты точки 1 на заданный предел	После выхода высоты точки 3 на заданный предел	В общем случае
Номер точки прицеливания, высота которой регулируется	1	3	5	$N-2$
Номер опорной точки, выполняющей роль точки встречи	3	5	7	N
Номера точек прицеливания, высота которых удерживается на заданном пределе	—	1	1,3	$1,3 \dots N-4$

Примечание. Если предусмотрен вывод перехватчика на начальную круговую орбиту ожидания, то высота точки 1 выхода на эту орбиту и точки 3 схода с орбиты не регулируется.

Перейдем к задаче выбора общей схемы траектории встречи. Напомним, что каждая траектория начинается участком вывода перехватчика на начальную орбиту ожидания малой высоты, на которой перехватчик может проходить 0; 0,5; 1; 1,5 и т. д. оборотов для приближенного регулирования фазового угла.

Если фазирование производится при помощи биэллиптического перехода, то импульсы скорости, реализующие этот переход, начиная с первого, прикладываются на линии узлов (рис. 2.22). Собственно биэллиптический переход начинается импульсом в точке прицеливания 3, переводящим перехватчик в точку прицеливания 5 на высоте, большей высоты начальной орбиты.

Второй отрезок биэллиптической переходной траектории расположен между точками 5 и А. В точке прицеливания 5 прикладывается импульс скорости для перевода перехватчика в точку встречи А. Импульс скорости в последней точке аппроксимирует этап сближения.

Если высота точки прицеливания 5 меньше высоты соответствующей опорной точки, то получается траектория с обгоном (перехватчик догоняет цель), а если эта точка прицеливания находится выше опорной точки, то получается траектория с отставанием.

При отсутствии начальной орбиты ожидания можно при помощи биэллиптического перехода обеспечить встречу с целью в опорной точке с угловой дальностью от точки 1 в 90° или 270° . Для таких траекторий необходимы определенные начальные условия, которые обычно наступают один раз за время полного оборота цели.

Так называемая «траектория встречи за минимальное время» состоит из начального участка вывода перехватчика в точке 1

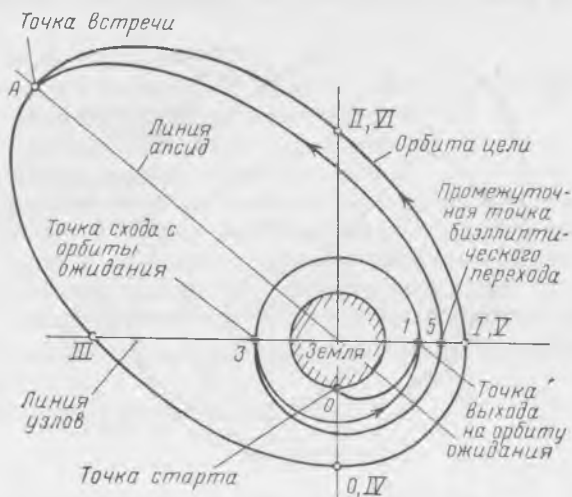


Рис. 2.22. Схема траектории встречи с биэллиптическим переходом

на переходную орбиту и полета по этой орбите в точку встречи, совпадающую с опорной точкой 3 (см. рис. 2.21). Встреча происходит примерно через $3/4$ периода обращения цели после старта.

Прямой вывод в точку встречи состоит только из начального участка, который завершается встречей в опорной точке 1 (с угловой дальностью от точки старта в 90°).

Траектория встречи с фазированием по замкнутой орбите (рис. 2.23) начинается так же, как и все другие, выводом перехватчика на начальную орбиту ожидания малой высоты, по которой совершается 0; 0,5; 1; 1,5 и т. д. оборотов, пока в первом приближении не будет установлен необходимый фазовый угол. Затем при помощи импульса скорости, который в общем случае может быть приложен не на линии узлов, осуществляется сход с орбиты ожидания и перехватчик достигает орбиты цели в точке 5. Переходная орбита касается орбиты ожидания и орбиты цели и обеспечивает энергетические характеристики, близкие к характеристикам двухимпульсного оптимального перехода, имеющего место, когда угол между линией узлов и линией аписид

равен нулю. Импульс скорости в точке 5 переводит перехватчик на замкнутую фазирующую орбиту с величиной большой полуоси, обеспечивающей сведение фазового угла к нулю через заданное число оборотов. Последний импульс, завершающий встречу, прикладывается в точке 5 (9, 13, ...). Здесь, как и раньше, возможны траектории с обгоном или с отставанием в зависимости от того, находится ли точка δ внутри или снаружи орбиты цели. В точках 7 или 11 можно прикладывать импульс для поворота плоскости орбиты без маневра в ее плоскости, если

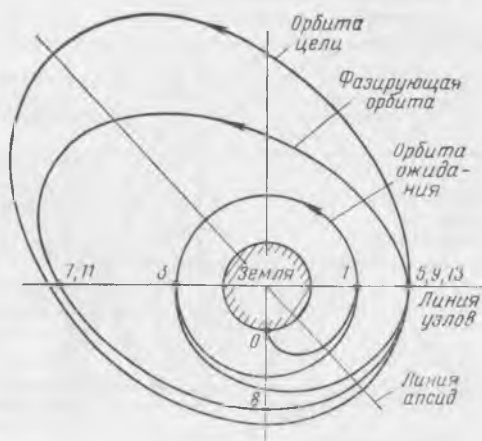


Рис. 2.23. Схема траекторий встречи с фазированием по замкнутой орбите

это позволяет уменьшить суммарный импульс скорости. Тогда полный угол поворота оптимальным образом распределяется между всеми точками прицеливания, где прикладываются импульсы скорости.

Обычно траекториям с биэллиптическим переходом соответствует меньшая продолжительность операции встречи (в среднем примерно на 0,5 периода обращения цели), зато траектории с фазированием по замкнутой орбите требуют меньших затрат энергии. Наиболее выгодными являются траектории с фазированием по замкнутой внутренней орбите; этот вариант приближается по затратам энергии к оптимальному выводу на заданную орбиту без выполнения условий встречи.

Для осуществления встречи с минимальным расходом топлива запуск следует осуществлять тогда, когда точка старта находится в плоскости орбиты. Перехватчик должен выводиться на круговую орбиту минимально возможной высоты, по которой он будет обращаться до тех пор, пока угол между радиусами-векторами перехватчика и цели не станет равным заданному. После этого выполняется хомановский переход в апогей орбиты

цели, точное фазирование по орбите, касательной к орбите цели в апогее, и, наконец, встреча завершается импульсом в апогее.

Число оборотов на орбите ожидания и размеры фазирющей орбиты (большая полуось) определяются решением алгебраического уравнения, которое в общем виде справедливо для обоих способов фазирования. Условие совпадения моментов времени прибытия в точку встречи перехватчика и цели имеет вид

$$t_{\text{в}} = t_{\text{ц}} + n_{\text{ц}} T_{\text{ц}} = t_{\text{п}} + n_{\text{п}} T_{\text{п}} + \tau_{\text{ф}}, \quad (2.97)$$

где $t_{\text{в}}$ — время встречи;

$t_{\text{ц}}$ — время первого (с начала отсчета времени) прихода цели в заданную точку встречи;

$T_{\text{ц}}$ — период обращения цели;

$n_{\text{ц}}$ — число полных оборотов цели;

$t_{\text{п}}$ — момент выхода перехватчика на орбиту ожидания;

$n_{\text{п}}$ — число оборотов перехватчика по орбите ожидания;

$T_{\text{п}}$ — период обращения перехватчика по орбите ожидания;

$\tau_{\text{ф}}$ — продолжительность фазирования при помощи биэллиптического перехода или фазирющей орбиты.

Для каждой схемы траектории встречи имеется своя формула расчета $\tau_{\text{ф}}$:

1) для биэллиптического перехода

$$\tau_{\text{ф}} = \tau_1 + \tau_2; \quad (2.98)$$

2) для фазирования по замкнутой орбите

$$\tau_{\text{ф}} = n_{\text{ф}} T_{\text{ф}} + \tau_{\text{пер}}. \quad (2.99)$$

Здесь τ_1 и τ_2 — продолжительность движения по двум отрезкам биэллиптической траектории;

$T_{\text{ф}}$ — период фазирющей орбиты;

$n_{\text{ф}}$ — число оборотов по фазирющей орбите;

$\tau_{\text{пер}}$ — продолжительность перехода на фазирющую орбиту.

Время встречи $t_{\text{в}}$ получаем путем итерационного решения уравнения (2.97). В ходе вычислений величины $t_{\text{ц}}$ и $T_{\text{ц}}$ определяются из эфемерид цели, $T_{\text{п}}$ задается высотой орбиты ожидания перехватчика, $t_{\text{п}}$ определяется траекторией ракеты-носителя и известно заранее. Регулируемыми параметрами являются $n_{\text{ц}}$, $n_{\text{п}}$, $T_{\text{ф}}$ и $n_{\text{ф}}$. Максимально допустимое число оборотов цели перед встречей ограничивается.

Посмотрим теперь, как можно распределить полный угол поворота плоскости орбиты между всеми импульсами скорости. Суммарный импульс скорости

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{j=1}^n \Delta V_j, \quad (2.100)$$

где импульс скорости в j -й точке прицеливания

$$\Delta V_j = \sqrt{A_j - B_j \cos \Delta i_j}; \quad (2.101)$$

$$A_j = V_{j0}^2 + V_{jk}^2 - 2V_{j0}V_{jk} \sin \Theta_{j0} \sin \Theta_{jk}; \quad (2.102)$$

$$B_j = 2V_{j0}V_{jk} \cos \Theta_{j0} \cos \Theta_{jk}; \quad (2.103)$$

V_{j0} и V_{jk} — скорости в начале и конце данного активного участка;

Θ_{j0} и Θ_{jk} — углы наклона траектории в начале и конце данного активного участка;

Δi_j — угол поворота плоскости орбиты в данной точке прицеливания.

Коэффициенты A_i и B_i не зависят от угла поворота плоскости орбиты и заранее вычисляются для данной точки прицеливания в результате решения той части задачи встречи, которая относится к плоскому движению.

Начальная плоскость траектории перехватчика полностью определяется его азимутом запуска, выбираемым из условия равенства 90° угловой дальности полета от точки старта до точки прицеливания 1. Поэтому начальный участок полета в оптимизации поворота плоскости орбиты не участвует. Полный угол поворота Δi_* представляет собой угол между начальной плоскостью траектории перехватчика и плоскостью орбиты цели:

$$\Delta i_* = \sum_{j=1}^n \Delta i_j. \quad (2.104)$$

Пользуясь условием оптимального распределения углов поворота плоскости орбиты (2.43), найдем, что величина

$$\frac{\partial(\Delta V_j)}{\partial \Delta i_j} = \frac{B_j \sin \Delta i_j}{\Delta V_j} \quad (j=1, 2, \dots, n) \quad (2.105)$$

должна быть одинаковой для всех активных участков.

Выбор схемы траектории встречи производится с учетом продолжительности операции и требуемой характеристической скорости, причем эти характеристики изменяются в зависимости от момента старта. Примерные зависимости продолжительности операции встречи и требуемой характеристической скорости от времени старта при биэллиптической схеме фазирования приведен на рис. 2.24. Количество активных участков (импульсов скорости) и угловая дальность от точки старта до точки встречи, соответствующие этому случаю, приведены в табл. 2.3. Для раннего запуска (левая часть графика) первой возможной траекторией встречи является траектория, включающая участок фазирования с отставанием, причем встреча происходит в точке 11.

Полная угловая дальность полета перехватчика по такой траектории составляет 990° ; в этом случае требуется наибольший расход топлива.

Таблица 2.3

Характеристики траектории встречи с биеллиптическими фазирующими переходами

Номер опорной точки, в которой происходит встреча	Угловая дальность от точки старта до точки встречи в град	Количество импульсов скорости после начального участка полета
1	90	0
3	270	1
5	450	2
7	630	3
9	810	3
11	990	3

По мере того как старт перехватчика откладывается на более поздние моменты, появляется возможность встречи в точках 9, 7

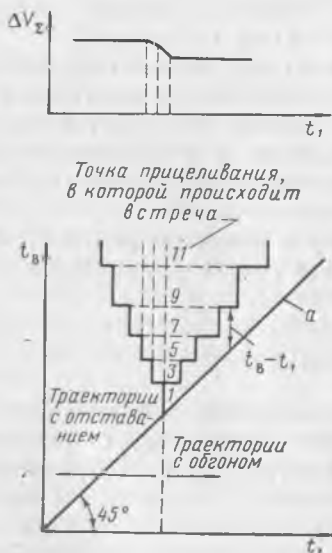


Рис. 2.24. Примерные зависимости продолжительности полета в точку встречи и требуемой характеристической скорости от времени выведения перехватчика в точку прицеливания I при биеллиптической схеме фазирования:

Здесь t_1 — время (дата) вывода перехватчика в точку прицеливания I ; t_B — время (дата) встречи; a — линия начала отсчета продолжительности встречи от момента выведения перехватчика в точку прицеливания I ; $t_B - t_1$ — продолжительность полета от точки прицеливания I до точки встречи

и, наконец, в точке 5, когда отпадает необходимость выполнения полного оборота по орбите ожидания, что позволяет уменьшить требуемую характеристическую скорость. При еще более позд-

нем старте возможен прямой вывод в точку встречи при минимальном расходе топлива. Дальше углы между векторами положения перехватчика и цели в момент старта становятся такими, что осуществить встречу с целью можно только используя фазирование с обгоном.

Рассмотренный выше график построен только для одного окна запуска перехватчика. Однако может оказаться более выгодным дождаться следующего окна запуска или, наоборот, осуществить встречу на предыдущем. Поэтому окончательный выбор схемы траектории встречи нужно производить на основании графиков, построенных для нескольких окон запуска, тем более что при этом может существенно отличаться потребный угол поворота плоскости орбиты.

Рассмотренный метод синтеза траекторий встречи, естественно, не свободен от ряда недостатков. Так, например, задание возможных точек встречи и точек прицеливания на угловом расстоянии друг от друга в 90° безусловно ограничивает возможности метода (хотя и облегчает применение переходов, близких к хомановским) и объясняется, главным образом, стремлением упростить процесс синтеза. С другой стороны, не исключена возможность дальнейшего усовершенствования метода опорных точек. В частности, для расширения возможностей метода и повышения энергетической эффективности синтезируемых траекторий встречи, по-видимому, следует:

1) использовать оптимальные двухимпульсные переходы между некомпланарными эллиптическими орбитами;

2) выбирать угловую дальность между точкой старта и линией узлов более оптимальным образом, чем в настоящем методе, учитывая реальную продолжительность участка выведения перехватчика в точку прицеливания I и перераспределяя угол поворота плоскости орбиты между всеми активными участками, включая участок полета ракеты-носителя.

Учет условий входа в атмосферу и возвращения на Землю позволит получить программу синтеза траекторий, целиком охватывающую всю операцию.

ПРИВЯЗКА ТРАССЫ К НАЗЕМНЫМ ПУНКТАМ

При синтезе траекторий встречи принимают во внимание геометрические ограничения, связанные, например, с условиями освещенности цели в районе точки встречи и с географической привязкой трасс цели и перехватчика к наземным станциям сопровождения и связи, районам посадки и т. д. Для учета этих ограничений можно использовать так называемую Б-проекцию в сочетании с методом характеристических сеток [43, 54].

Б-проекция представляет собой способ построения карты поверхности Земли с учетом характеристик орбиты аппарата, трасса которого исследуется. Для построения карты в Б-проек-

ции используется плоская декартова система координат χ, ψ (рис. 2.25, *a* и *б*). На рис. 2.25, *a* показана точка M на земной поверхности. Для того чтобы перенести эту точку на Б-проекцию, через нее проводится большой круг с углом наклона к плоскости экватора, равным наклонению опорной орбиты i . Тогда координатами точки M в Б-проекции будут служить долгота узла изображающего круга χ и аргумент широты ψ точки M в плоскости изображающего круга. Таким образом, между точками на поверхности Земли и точками на Б-проекции существует взаимно

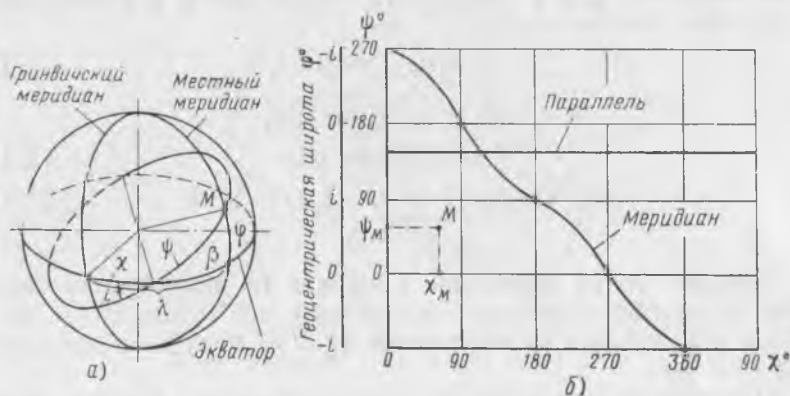


Рис. 2.25. Построение Б-проекции земной поверхности

однозначное соответствие (см. рис. 2.25, *a* и *б*). Если параллельно оси ординат построить шкалу широт, то центральная горизонтальная линия карты в Б-проекции будет соответствовать самой северной широте точки на опорной орбите данного наклона, численно равной i , а вверх и вниз на равном расстоянии от этой линии будут отложены горизонтальные линии, соответствующие экваториальным точкам. В интервалах между линией $\varphi=i$ и линиями $\varphi=0$ масштаб широты является нелинейным (если $i \neq 90^\circ$) и зависит от наклона опорной орбиты.

Область поверхности Земли, построенная в Б-проекции, лежит между широтами, численно равными наклонению опорной орбиты.

Линии равных широт (параллели) представляют собой на Б-проекции прямые, параллельные оси абсцисс, а меридианы — наклонно расположенные синусоиды, и лишь в случае полярной опорной орбиты ($i=90^\circ$) изображаются вертикальными прямыми.

Смещением шкалы на оси ординат можно подогнать нулевое значение угла ψ к точке перигея орбиты, и тогда по оси ординат будут откладываться значения истинной аномалии точки на орбите ϑ .

Долгота какой-либо фиксированной точки на орбите пропорциональна времени и изменяется равномерно на 15° каждый час

(если не учитывать регрессию узлов орбиты). Поэтому, ввиду того что угловая скорость радиуса-вектора аппарата на круговой орбите постоянна, трасса аппарата, обращающегося по круговой орбите данного наклона i , будет представлять собой на Б-проекции эквидистантные наклонные прямые, наклон которых зависит только от периода (высоты) орбиты. Движение с юга на север изображается в нижней части схемы, а с севера на юг — в верхней части схемы.

Для перестроения трассы аппарата из обычных географических координат φ, λ в координаты Б-проекции χ, ψ применяются следующие соотношения:

$$\sin \psi = \sin \varphi / \sin i, \quad (2.106)$$

$$\cos \psi = \pm \sqrt{1 - \sin^2 \varphi},$$

$$\sin \beta = \operatorname{tg} \varphi \operatorname{ctg} i, \quad (2.107)$$

$$\cos \beta_j = \cos \psi_j / \cos \varphi, \quad (j = 1, 2) \quad (2.108)$$

$$\chi_j = \lambda - \beta_j.$$

Каждая точка проекции аппарата на поверхность Земли $M(\varphi, \lambda)$ преобразуется на Б-проекции в две точки: $M_1(\chi_1, \psi_1)$ и $M_2(\chi_2, \psi_2)$, так как из выражений (2.106) получаем два решения ψ_1 и ψ_2 .

Перечислим основные свойства Б-проекции, которые позволяют использовать ее при синтезе траекторий встречи.

1. Равные горизонтальные отрезки трассы аппарата на Б-проекции соответствуют равным интервалам времени движения аппарата. Это свойство остается справедливым для любых участков траектории как пассивных, так и активных при движении космического аппарата в одной и той же плоскости.

2. Если наклонение орбиты аппарата равно наклонению изображающего круга, то мгновенное сечение поверхности Земли орбитальной плоскостью изображается на Б-проекции вертикальной прямой, которая перемещается параллельно самой себе со скоростью, определяемой вращением Земли и регрессией узлов.

3. Трасса аппарата в Б-проекции в случае эллиптической орбиты имеет вид синусоиды и зависит только от вида функции $\vartheta(t)$, где ϑ — истинная аномалия. Смещение перигея относительно узла (изменение аргумента перигея) может компенсироваться вертикальным сдвигом изображения трассы на карте. В остальном вид трассы остается неизменным и для его вычерчивания можно пользоваться постоянным шаблоном.

4. Так как ошибки выведения аппарата на орбиту распределяются более или менее равномерно по долготе и по аргументу широты, можно считать, что равные площади на Б-проекции соответствуют равной вероятности нахождения в них данного аппарата.

5. Б-проекция одновременно показывает положение аппарата относительно поверхности Земли, привязанное ко времени. Это позволяет устанавливать связь между трассой аппарата и его эфемеридами.

Метод характеристических сеток состоит в том, что для данной точки на поверхности Земли (точки старта, станции сопровождения и т. п.) строится семейство кривых равных значений определенных параметров, которые представляют интерес при

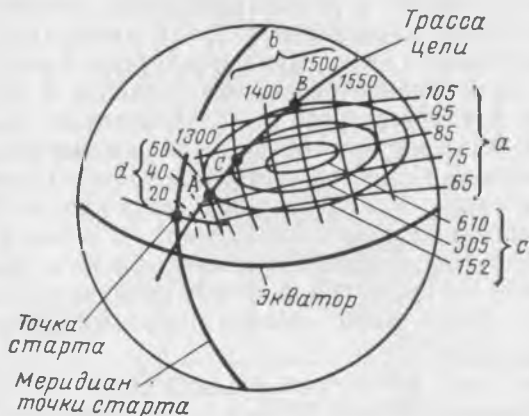


Рис. 2.26. Пример семейства характеристических сеток:

a —азимут запуска в град; b —продолжительность полета в точку встречи в сек; c —остаточная характеристическая скорость в м/сек; d —угловая дальность от точки старта до точки встречи в град

синтезе траекторий. Рассмотрим применение метода на примере встречи с целью, находящейся на круговой орбите высотой 740 км с наклоном 80° . Гипотетический перехватчик весом 2270 кг выводится в точку встречи ракетой-носителем класса «Атлас—Аджена». Семейство характеристических сеток, соответствующее данному случаю, показано на рис. 2.26 и состоит из горизонталей, вертикалей и концентрических эллипсов. Семейство линий a представляет собой геометрические места постоянных азимутов запуска. Каждая линия вертикальной сетки b соответствует одинаковой продолжительности полета в точку встречи. Каждая кривая семейства c объединяет точки встречи с одинаковой характеристической скоростью $\Delta V_{ост}$, остающейся после выхода в точку встречи и необходимой для сближения и причаливания. Четвертое семейство d (см. пунктир на рис. 2.26) определяет угловую дальность от точки старта до точки встречи.

Конечно, вид сеток зависит не только от данных о цели, но также и от характеристик перехватчика и его ракеты-носителя.

Построение характеристических сеток обычно производится при помощи расчета траекторий на ЦВМ по специальной программе.

Каждый из рассматриваемых параметров ограничен определенными пределами. Нанесение этих пределов на характеристические сетки позволяет определить возможную зону выведения в точку встречи или на орбиту ожидания, установить окна запуска или продолжительность сопровождения и т. д. Полагая, например, минимально допустимое значение скорости $\Delta V_{\text{ост}}$ равным 150 м/сек, найдем отрезок трассы цели $A-B$ на рис. 2.26, на котором может произойти встреча (напомним, что здесь имеется в виду только выведение перехватчика в расчетную точку встречи без уравнивания скоростей). Разница в продолжительности полета в точку встречи и, следовательно, окно запуска для этого отрезка составят 150 сек. Для запуска в наиболее ранний из допустимых моментов (встреча в точке A) азимут запуска должен быть равен 79° при продолжительности полета 1300 сек. Запуск в наиболее поздний момент (встреча в точке B) происходит с азимутом 108° , продолжительность полета равна 1450 сек. Минимальные затраты топлива обеспечиваются при встрече в точке C ($\Delta V_{\text{ост}}=300$ м/сек, продолжительность полета 1350 сек).

Приведем для иллюстрации результаты исследований комплекса противокосмической обороны, выполненных при совместном применении Б-проекции и метода характеристических сеток [54]. Цель и перехватчик в данном случае те же, что и в предыдущем примере. При синтезе траекторий встречи учитывались не только тактико-технические требования к операции встречи, но и технические возможности реализации этой операции. Карта Земли в Б-проекции и характеристические сетки для пусковой площадки и станций сопровождения показаны на рис. 2.27. Условиями синтеза траекторий были:

1. Требования к комплексу:

а) обнаружение цели на первом витке и сопровождение ее в течение 5 мин;

б) встреча с целью во время первого прохождения цели над территорией США;

в) остаточная характеристическая скорость перехватчика после выхода в точку встречи не менее 300 м/сек;

г) необходимость сопровождения перехватчика и цели до и после встречи и возможность приема информации с борта перехватчика сразу после встречи и в конце второго витка; продолжительность сеансов связи не менее 10 мин.

2. Характеристики цели:

а) высота круговой орбиты 740 км;

б) наклон орбиты к плоскости экватора 80° ;

в) координаты точки выхода на орбиту: 75° северной широты, 170° восточной долготы.

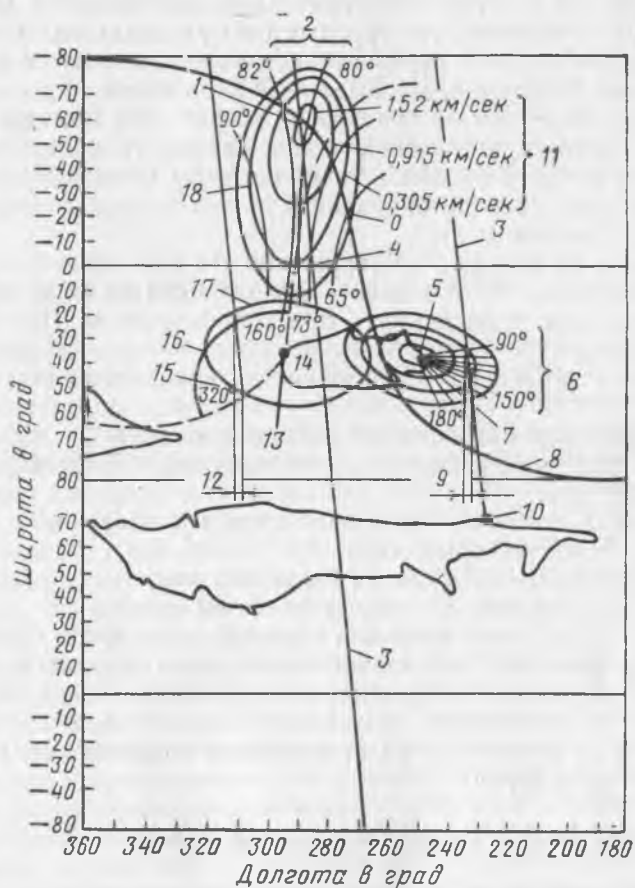


Рис. 2. 27. Применение Б-проекции и характеристических сеток к исследованию комплекса противокосмической обороны:

1—оптимальная точка встречи; 2—угловая дальность от точки старта; 3—трасса цели; 4—первая возможная точка встречи; 5—станция обнаружения и сопровождения цели; 6—азимут сопровождения; 7—первое обнаружение цели; 8—долгота отсчета; 9—интервал сопровождения; 10—точка выхода цели на орбиту; 11—остаточная характеристическая скорость; 12—интервал сеанса связи с перехватчиком; 13—стартовая позиция и станция связи; 14—США; 15—первый сеанс связи; 16—предельные азимуты запуска; 17—область возможной связи с перехватчиком (минимальный угол места 5°); 18—область возможной встречи

3. Параметры комплекса:

а) координаты станции обнаружения: 35° северной широты, 78° западной долготы, минимальный угол места 30° ;

б) координаты стартовой площадки: 35° северной широты, 122° западной долготы, допустимые азимуты запуска $160-320^\circ$;

в) станция связи с перехватчиком — координаты те же, что и у пусковой площадки, минимальный угол места 5° .

На основании синтеза траекторий встречи при помощи Б-проекции и характеристических сеток (рассматривались только траектории прямого вывода в точку встречи) были выбраны следующие характеристики операции:

1. Обнаружение цели:

а) время до момента обнаружения 14 мин (здесь и далее время отсчитывается от момента выхода цели на свою орбиту);

б) потребные углы азимута при сопровождении $165-90^\circ$.

2. Встреча:

а) время до первой возможности осуществления встречи 132 мин;

б) характеристики оптимальной точки встречи—продолжительность полета перехватчика в точку встречи 1585 сек, $\Omega=90^\circ$, $\Delta V_{ост}=1500$ м/сек;

в) полный потребный диапазон азимутов запуска 9° .

3. Получение информации:

а) время до первого сеанса связи 312 мин;

б) продолжительность сеанса связи 12 мин.

Конечно, при более сложных траекториях встречи объем расчетов и графических построений значительно возрастет, но зато это позволит выбирать траектории в гораздо более широком диапазоне характеристик, что может оказаться необходимым при жестких требованиях на временные и энергетические характеристики траекторий.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ВСТРЕЧИ

Последовательность синтеза траекторий встречи по современным представлениям может выглядеть следующим образом:

1. Определение возможных эфемерид цели.

2. Расчет трассы цели на основании ее эфемерид.

3. Нанесение трассы цели, точки старта и станций сопровождения на карту Земли, выполненную в удобной для анализа проекции, например в Б-проекции.

4. Определение отрезков трассы, которым могут соответствовать точки встречи.

5. Выбор схемы полета перехватчика, например при помощи метода опорных точек или его возможных модификаций, с учетом допустимых точек встречи.

6. Построение характеристических сеток и определение окон запуска, интервалов сопровождения и т. д.

7. Уточненный расчет траектории встречи для окончательной оценки характеристик операции встречи.

Весь процесс синтеза траекторий встречи можно автоматизировать при помощи ЦВМ. Совершенно очевидно, что для этого должны быть разработаны специальные программы. Одна из таких программ предложена фирмой Raytheon Company для вычислительной машины IBM7094 [42]. Для оперативности контроля за процессом синтеза удобно, чтобы ЦВМ имела телевизионный выход, на экран которого выводятся карта Земли, движущиеся проекции перехватчика и цели и другая информация, необходимая для синтеза траекторий встречи.

4. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Задача наведения ракеты-носителя при выводе космического аппарата непосредственно в зону встречи или на заданную орбиту ставится следующим образом: заданы конечные условия полета ракеты (обычно в виде высоты и вектора скорости), обеспечивающие полет космического аппарата по заданной орбите; требуется определить связь между текущим положением и скоростью ракеты, с одной стороны, и величиной и направлением управляющей силы (силы тяги, аэродинамической силы), с другой, обеспечивающую выполнение конечных условий. Вполне понятно, что без дополнительных условий эта задача имеет бесчисленное множество решений, отличающихся друг от друга потребным количеством топлива, продолжительностью полета, сложностью приборной реализации, точностью выполнения конечных условий и т. д. Естественно стремиться к выбору такого метода наведения, который привел бы к удовлетворению многочисленных противоречивых технических требований, предъявляемых к ракете-носителю, например требований обеспечения наименьшего расхода топлива, заданной точности наведения и др. Большим числом таких требований и сложными взаимосвязями между ними и методом наведения и объясняется сложившаяся к настоящему времени ситуация, когда при наличии хорошо разработанных аналитических и численных методов оптимизации методы наведения, применяемые для вывода космических аппаратов на орбиты, предназначены главным образом для возможно более простого удовлетворения техническим требованиям и конечным условиям полета. Так, например, для ракет с жидкостными двигателями, величина тяги которых регулируется, применяется наведение по программе, которая задает в функции времени требуемые значения параметров движения (угла тангажа, боковой составляющей скорости и др.); при этом команда на отсечку топлива вырабатывается в зависимости от параметров движения ракеты при помощи простого счетно-решающего устройства, реализующего несложный алгоритм вы-

числений. Наиболее рациональная программа полета и соответствующая ей форма траектории выбираются заранее и в процессе полета уже не могут изменяться. Вопросы наведения ракет по программе достаточно известны [2, 10, 11, 32], и мы не будем на них останавливаться.

Более гибкое наведение, уточняющее траекторию ракеты в процессе полета, реализуется при помощи методов наведения по требуемой скорости [5, 10]. Эти методы могут применяться и для наведения космических аппаратов на активных участках траектории. Лишь недавно стали предпринимать попытки оптимизировать траекторию в процессе полета ракеты, чему немало способствует возможность применения бортовых ЦВМ. На этом подходе мы и остановимся, предварительно рассмотрев вкратце методы наведения по требуемой скорости.

МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ПО ТРЕБУЕМОЙ СКОРОСТИ

Методы наведения по требуемой скорости основаны на том положении, что для каждой точки активного участка с вектором положения \bar{r} может быть найден вектор требуемой скорости

$$\bar{V}_{\text{тр}} = \bar{V}_{\text{тр}}(\bar{r}, t),$$

который определяется из следующего условия: если бы летательный аппарат имел в момент времени t требуемую скорость $\bar{V}_{\text{тр}}$, то после включения двигателя в этот момент дальнейшее движение происходило бы по требуемой траектории свободного полета. Разность скоростей

$$\Delta \bar{V}_{\text{тр}} = \bar{V}_{\text{тр}} - \bar{V}$$

(где \bar{V} — фактический вектор скорости летательного аппарата) определяет *требуемый импульс скорости* $\Delta \bar{V}_{\text{тр}}(\bar{r}, t)$, который необходимо приложить к аппарату в рассматриваемый момент для перехода на свободный полет по требуемой траектории.

Нетрудно видеть, что требуемый импульс скорости является функцией радиуса-вектора точки приложения импульса \bar{r} и конечных условий выведения на орбиту.

В реальном полете тяга двигателя аппарата не бесконечна, и процесс приобретения скорости $\Delta V_{\text{тр}}$ занимает некоторое время, в течение которого вектор \bar{r} изменяется. Поэтому изменяется вектор $\bar{V}_{\text{тр}}(\bar{r})$ и, следовательно, вектор $\Delta \bar{V}_{\text{тр}}$. Таким образом, можно говорить лишь о мгновенных значениях векторов требуемой скорости и требуемого импульса скорости.

Если бы величина тяги была бесконечно большой, то ее следовало бы направлять вдоль вектора $\Delta \bar{V}_{\text{тр}}$. При наведении на активном участке можно пользоваться этим же принципом, т. е. в каждый момент времени на всем протяжении активного участка

направлять вектор управляющего ускорения * \bar{a} вдоль вектора требуемого импульса скорости:

$$\bar{a} \times \Delta \bar{V}_{\text{тp}} = 0; \quad \bar{a} \cdot \Delta \bar{V}_{\text{тp}} > 0. \quad (2.109)$$

Тогда в процессе полета на активном участке вектор \bar{V} будет все меньше отличаться от вектора $\bar{V}_{\text{тp}}$, и когда величина $\Delta V_{\text{тp}}$ станет равной нулю, произойдет выключение двигателя для перехода на требуемую траекторию свободного полета. Понятно, что ориентация вектора \bar{a} на протяжении всего активного участка будет изменяться. Как видно, этот метод не учитывает воздействия гравитационного ускорения на изменение скорости \bar{V} . Иначе говоря, направить вектор ускорения \bar{a} вдоль вектора требуемого импульса скорости еще не значит добиться наискорейшего (и, следовательно, с наименьшим расходом топлива) сведения величины $\Delta V_{\text{тp}}$ к нулю.

Более эффективен метод наведения, если вдоль вектора требуемого импульса скорости направлять вектор скорости изменения этого импульса:

$$\frac{d\Delta \bar{V}_{\text{тp}}}{dt} \times \Delta \bar{V}_{\text{тp}} = 0, \quad \left(\frac{d\Delta \bar{V}_{\text{тp}}}{dt} \cdot \Delta \bar{V}_{\text{тp}} \right) < 0. \quad (2.110)$$

Чтобы найти направление вектора \bar{a} , введем вектор ускорения

$$\bar{b} = \frac{d\bar{V}_{\text{тp}}}{dt} - \bar{g}, \quad (2.111)$$

где $\frac{d\bar{V}_{\text{тp}}}{dt}$ и \bar{g} — известные векторы, которые могут быть выражены аналитически как функции \bar{r} или вычислены соответствующим способом для каждого момента времени.

Из уравнения движения

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{g} + \bar{a}, \quad (2.112)$$

* Управляющее ускорение \bar{a} определяется как ускорение летательного аппарата от совместного действия силы тяги ракетного двигателя и аэродинамических сил, если аэродинамические силы существуют. Когда аппарат движется в свободном полете, т. е. только под действием гравитационных сил, $\bar{a} = 0$. Полное ускорение аппарата относительно инерциальной системы координат равно сумме управляющего ускорения \bar{a} и гравитационного ускорения \bar{g} . Инерциальные измерительные приборы измеряют только ускорение \bar{a} , вследствие чего это ускорение часто называют кажущимся (т. е. измеренным) ускорением.

которое можно переписать в виде

$$\frac{d\bar{V}_{\text{тр}}}{dt} - \frac{d\Delta\bar{V}_{\text{тр}}}{dt} = \bar{g} + \bar{a},$$

получим

$$\frac{d\Delta\bar{V}_{\text{тр}}}{dt} = \bar{b} - \bar{a}. \quad (2.113)$$

Умножив обе части выражения (2.113) векторно справа на $\Delta\bar{V}_{\text{тр}}$ и учитывая уравнение наведения (2.110), получим

$$\bar{a} \times \bar{i}_{\Delta} = \bar{b} \times \bar{i}_{\Delta}, \quad (2.114)$$

где \bar{i}_{Δ} — единичный вектор в направлении вектора $\Delta\bar{V}_{\text{тр}}$. Умножим уравнение (2.114) справа векторно на \bar{i}_{Δ} , после чего определим требуемое направление вектора \bar{a} :

$$\bar{a} = \bar{b} + (n - \bar{i}_{\Delta} \cdot \bar{b}) \bar{i}_{\Delta}. \quad (2.115)$$

Скалярную величину n можно найти возведением в квадрат обеих частей уравнения (2.115):

$$n = \bar{a} \cdot \bar{i}_{\Delta} = \sqrt{a^2 + b^2 - (\bar{i}_{\Delta} \cdot \bar{b})^2}. \quad (2.116)$$

В тех случаях, когда явно выразить $\bar{V}_{\text{тр}}$ через текущие параметры движения почему-либо не удастся, применяется линеаризация требуемой скорости относительно номинальных условий в момент отсечки [10, 53].

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЙ МЕТОД НАВЕДЕНИЯ

Один из новейших подходов в области оптимизации методов наведения для траекторий с одним активным участком предусматривает решение задачи оптимизации в упрощенной постановке с последующим многократным применением полученного алгоритма наведения в реальном масштабе времени на борту летательного аппарата [25, 44, 62, 71].

Смысл такого подхода можно пояснить следующим примером. Если принять допущения о плоском однородном гравитационном поле (вектор гравитационного ускорения постоянен по величине и направлению) и о постоянстве ускорения от тяги, то задача об оптимальном (по быстродействию или по расходу топлива) переводе материальной точки из начальных условий в конечные решается аналитически. Положим, что в результате такого решения удастся определить, например, зависимость требуемого угла ориентации вектора тяги ϵ от текущих параметров движения. Тогда в процессе управления будем определять требуемый угол ϵ и ориентировать тягу в соответствии с этим углом.

Конечно, определенная таким образом ориентация тяги не является оптимальной для реального полета, но во всяком случае можно априори утверждать, что она не слишком отличается от оптимальной ориентации. По мере приближения аппарата к конечным условиям полета принятые допущения становятся все более справедливыми (на оставшемся отрезке траектории вектор гравитационного ускорения и масса аппарата будут претерпевать меньшие изменения, чем на всей траектории) и вычисляемая ориентация становится все более оптимальной. Выполнение конечных условий гарантируется тем, что угол ε определяется на основании решения краевой задачи.

Ввиду того что способ этот весьма перспективен и уже принимаются попытки его применения, например, в системе наведения ракеты-носителя «Сатурн-V», разберем его более подробно.

Рассмотрим движение одноступенчатого аппарата в вертикальной плоскости, считая, что тяга ракетного двигателя постоянна, аэродинамические силы отсутствуют, гравитационное ускорение не изменяется по величине и направлению. В этом случае уравнения движения имеют вид

$$\ddot{x} = a \cos \varepsilon, \quad (2.117)$$

$$\ddot{y} = a \sin \varepsilon + g_y, \quad (2.118)$$

где a — ускорение от тяги двигателя;

ε — угол ориентации вектора тяги, отсчитываемый от горизонтальной оси x ;

g_y — проекция гравитационного ускорения.

Управляющее ускорение можно выразить как

$$a = c \frac{1}{\tau - t}. \quad (2.119)$$

Здесь $c = g_0 P_{уд}$ — скорость истечения;

g_0 — гравитационное ускорение на уровне моря;

$P_{уд}$ — удельный импульс двигателя;

$$\tau = \frac{m_0}{\dot{m}}, \quad (2.120)$$

где m_0 — начальная масса аппарата;

\dot{m} — массовый секундный расход топлива.

В дальнейшем нам понадобятся следующие интегралы от ускорения a :

$$L = \int_0^T a dt = c \ln \frac{\tau}{\tau - T},$$

$$I = \int_0^T at dt = \tau L - cT,$$

$$S = \int_0^T \int_0^T a dt^2 = LT - I, \quad (2.121)$$

$$Q = \int_0^T \int_0^T at dt^2 = S\tau - c \frac{T^2}{2},$$

$$P = \int_0^T at^2 dt = \tau I - c \frac{T^2}{2},$$

$$U = \int_0^T \int_0^T at^2 dt^2 = QT - c \frac{T^2}{6}.$$

Здесь T — интервал времени активного полета от некоторого начального $t=0$ до конечного момента времени $t=t_k$.

Если требуется выполнить конечные условия только по вектору скорости, то оптимальная ориентация вектора тяги постоянна

$$\text{tg } \tilde{\varepsilon} = \text{const.} \quad (2.122)$$

Подставляя условие (2.122) в уравнения движения (2.117) и (2.118) и интегрируя, получим выражения для составляющих вектора скорости в конце активного полета:

$$\tilde{x}_k = \dot{x}_0 + L \cos \tilde{\varepsilon}, \quad (2.123)$$

$$\tilde{y}_k = \dot{y}_0 + L \sin \tilde{\varepsilon} + g_y T. \quad (2.124)$$

(Знак \sim над \dot{x}_k и \dot{y}_k означает, что эти величины вычислены для оптимального угла ε).

Разрешая выражения (2.123) и (2.124) относительно $\tilde{\varepsilon}$ найдем

$$\tilde{\varepsilon} = \text{arc tg } \frac{\tilde{y}_k - \dot{y}_0 - g_y T}{\tilde{x}_k - \dot{x}_0}. \quad (2.125)$$

Полное приращение скорости, необходимое для выполнения конечных условий

$$\Delta V = \sqrt{(\dot{x}_k - \dot{x}_0)^2 + (\dot{y}_k - \dot{y}_0 - g_y T)^2}, \quad (2.126)$$

должно быть равно характеристической скорости для данного участка

$$\Delta V = c \ln \frac{\tau}{\tau - T}, \quad (2.127)$$

откуда потребная продолжительность активного участка

$$T = \tau (1 - e^{-\Delta V/c}). \quad (2.128)$$

Таким образом, момент выключения двигателя $t_R = T$ определяется путем итерационного решения уравнения (2.128) с учетом (2.126).

Как известно (см., например, [21, 66]), для выполнения заданных конечных условий по положению и скорости в однородном гравитационном поле оптимальная (по быстродействию или расходу топлива) ориентация вектора тяги в выбранной декартовой двумерной системе координат определяется уравнением

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{C_1 + C_2 t}{C_3 + C_4 t}, \quad (2.129)$$

где C_1, C_2, C_3, C_4 — постоянные, зависящие от граничных условий и критерия оптимальности. Если же на конце траектории заданы только скорость и высота, то уравнение оптимального наведения принимает вид

$$\operatorname{tg} \varepsilon = A + Bt, \quad (2.130)$$

где A и B — постоянные.

Итак, для того чтобы удовлетворить дополнительному конечному условию по высоте, следует применять уравнение наведения вида (2.130).

Расчет констант квазиоптимального уравнения наведения можно выполнять различными способами. Подставляя, например, уравнение (2.130) в полные уравнения движения, можно определять константы при помощи итерационного процесса [51]. Однако существует и другой путь, который связан с определением среднего постоянного вектора гравитационного ускорения для небольшого интервала времени [44, 71]. Это дает возможность считать гравитационное поле однородным и находить константы уравнения оптимального наведения аналитическим путем.

При определенном выборе тяговооруженности аппарата с учетом начальных и конечных условий член, зависящий от времени, можно ввести в уравнение (2.122) как линейное приращение

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \operatorname{tg} \varepsilon - (k_1 - k_2 t) \quad (2.131)$$

или, если угол $\tilde{\varepsilon}$ мал (что обеспечивается соответствующим выбором системы координат), то

$$\varepsilon = \tilde{\varepsilon} - (k_1 - k_2 t). \quad (2.132)$$

Коэффициенты k_1 и k_2 нужно выбирать так, чтобы вектор конечной скорости оставался таким же, как и при постоянной ориентации тяги. Подставляя (2.132) в уравнение (2.118) и интегрируя, получим

$$\dot{y}_k = \dot{y}_0 + g_y T + L \sin \tilde{\varepsilon} - k_1 L \cos \tilde{\varepsilon} + k_2 I \cos \tilde{\varepsilon}. \quad (2.133)$$

Так как вектор конечной скорости, определяемый составляющими (2.123) и (2.124), не должен изменяться при переходе к переменной ориентации тяги, т. е. $\dot{y}_k = \dot{y}_k$, то

$$-k_1 L \cos \tilde{\varepsilon} + k_2 I \cos \tilde{\varepsilon} = 0. \quad (2.134)$$

Интегрируя дважды уравнение (2.118), найдем выражение для конечной высоты

$$y_k = y_0 + \dot{y}_0 T + \frac{1}{2} g_y T^2 + S \sin \tilde{\varepsilon} - k_1 S \cos \tilde{\varepsilon} + k_2 Q \cos \tilde{\varepsilon}. \quad (2.135)$$

Для вычисления коэффициентов k_1 и k_2 остается решить совместно уравнения (2.134) и (2.135), после чего определится полностью ориентация вектора тяги.



Рис. 2.28. Орбитальная система координат, применяемая для исследования наведения ракеты-носителя

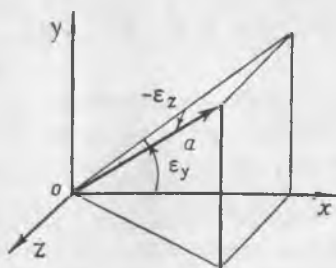


Рис. 2.29. Углы, определяющие ориентацию вектора тяги ракеты-носителя

Указанные вычисления производятся один раз для заданного интервала времени, после чего коэффициенты закона ориентации дискретно изменяются. Внутри каждого интервала ориентация вектора тяги изменяется в соответствии с зависимостью (2.132).

Для более точного учета гравитационного ускорения систему координат нужно выбирать так (рис. 2.28), чтобы ось y проходила через заданную точку выхода на орбиту, ось z была нормальна

заданной плоскости орбиты, а ось x лежала в плоскости орбиты и дополняла систему до правой. При этом вектор гравитационного ускорения считается постоянным и равным среднему между векторами гравитационного ускорения в конечной точке и в точке, где в настоящее время находится аппарат.

Переход к пространственному движению выполняется достаточно просто. Ориентация вектора тяги определяется углами ε_y и ε_z (рис. 2.29), выражение (2.132) распространяется на боковое движение, и уравнения движения аппарата принимают вид

$$\ddot{x} = a \cos \varepsilon_y \cos \varepsilon_z + g_x, \quad (2.136)$$

$$\ddot{y} = a \sin \varepsilon_y \cos \varepsilon_z + g_y, \quad (2.137)$$

$$\ddot{z} = -a \sin \varepsilon_z + g_z, \quad (2.138)$$

где

$$\varepsilon_y = \tilde{\varepsilon}_y - (k_1 - k_2 t); \quad \varepsilon_z = \tilde{\varepsilon}_z - (k_3 - k_4 t); \quad (2.139)$$

g_x, g_y, g_z — проекции среднего гравитационного ускорения на соответствующие оси.

Применение квазиоптимального метода наведения для вывода на заданную орбиту последней ступени ракеты-носителя «Сатурн-V» рассмотрено в Приложении I.

5. ДАЛЬНЕЕ НАВЕДЕНИЕ

Под дальним наведением будем понимать управление движением центра масс перехватчика при выведении его в расчетную точку встречи. Участок дальнего наведения может начинаться с промежуточной или начальной орбиты (в большинстве случаев) или же непосредственно после начального участка выведения при помощи ракеты-носителя. Дальнее наведение обычно производится при помощи радиокомандной или инерциальной системы наведения без использования бортового координатора цели.

ОБЗОР МЕТОДОВ ДАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

Методы дальнего наведения различаются между собой принятым количеством активных участков полета, видом рассогласования, используемого для образования обратной связи, способом ориентации вектора тяги и, наконец, характером условий (уравнений движения, допущений и т. д.), применяемых при формировании алгоритма наведения. Рассмотрим эти признаки более подробно.

Обычно выведение космического аппарата в зону встречи, т. е. в расчетную точку встречи, осуществляется с произвольной относительной скоростью, а задача окончательного уравнивания скоростей возлагается на этап сближения. Для удовлетворения таким конечным условиям в принципе достаточно одного активного участка полета, поэтому большая часть разработанных методов наведения основана на использовании перехода в точку встречи с одним активным участком. Хотя оптимальность такого выведения аппарата в расчетную точку встречи, строго говоря, не доказана, указанный подход вполне себя оправдывает, тем более что ошибки наведения, имеющие место после основного активного участка, при необходимости всегда можно впоследствии устранить как небольшими корректирующими импульсами, так и на этапе сближения. Но иногда целесообразно использовать несколько активных участков — два или более [15, 60, 61, 89, 92, 98]. Это справедливо, когда продолжительность встречи не очень ограничена, а экономия топлива имеет существенное значение (причем располагаемое ускорение от тяги невелико). Характерным примером дальнего наведения с несколькими активными участками является схема выведения в точку встречи космического корабля «Джемини». Иногда точность дальнего наведения настолько высока, что на последнем активном участке можно обеспечить уравнивание скоростей; при этом отпадает необходимость в этапе сближения и после вывода аппарата в точку встречи непосредственно следует маневр причаливания. Тогда процесс поиска и захвата цели может иметь место во время одного из длительных пассивных участков, разделяющих активные участки.

Ориентация вектора тяги

Обычно на этапе выведения космического аппарата в зону встречи для создания управляющих ускорений применяется конструктивная схема аппарата с одним продольным двигателем (см. рис. 1.1). Возможность использования схем с несколькими парами двигателей, которые не требовали бы управления ориентацией, для выведения в зону встречи обычно не рассматривается, так как на этом этапе потребная величина тяги в общем случае довольно велика, и установка нескольких двигателей привела бы к значительному утяжелению космического аппарата.

Большинство методов дальнего наведения с одним активным участком из числа предложенных в литературе предусматривает непрерывное изменение ориентации вектора тяги. Однако конечные условия дальнего наведения можно удовлетворить и при постоянной, соответствующим образом выбранной ориентации

путем приложения к аппарату силы тяги в течение определенного интервала времени. Удобство такого метода наведения заключается не только в простоте его приборной реализации, но также и в том, что уравнения движения при постоянной ориентации тяги и при некоторых допущениях решаются в квадратурах, а это позволяет достаточно просто с учетом продолжительности действия тяги выбирать ориентацию и момент отсечки топлива [98].

Рассогласование

Как уже говорилось, от дальнего наведения обычно требуется вывод аппарата в расчетную точку встречи с произвольной скоростью. В этом случае критерием точности наведения является промах, определяемый различными способами: как вектор относительного положения перехватчика и цели в расчетный момент встречи, как отдельные проекции или модуль этого вектора, или, наконец, как минимальное расстояние, на котором перехватчик пройдет мимо цели, в некоторый неизвестный заранее момент встречи. Промахом можно управлять, изменяя величину и направление вектора скорости аппарата в конце активного участка. Таким образом, ориентировать вектор тяги для дальнего наведения можно, используя в качестве рассогласования, которое система наведения стремится свести к нулю, один из видов промаха. Другим вариантом рассогласования является разность между требуемой и фактической скоростями, т. е. требуемый импульс скорости.

Ввиду того что точных аналитических выражений для промаха нет, для его определения широко используется линеаризация уравнений движения и разложение выражения для промаха в ряд Тейлора. Следует заметить, что при наведении как по требуемой скорости, так и по промаху можно применять различные численные методы для оптимального по быстродействию устранения рассогласований; целесообразно, в частности, применять градиентный метод [37].

Аналитические основы

Методы наведения могут различаться в зависимости от уравнений движения космического аппарата, используемых в алгоритме формирования управляющего ускорения. Вид уравнений, положенных в основу метода дальнего наведения, зависит от предполагаемого диапазона линейных и угловых дальностей полета и от потребной точности наведения. В тех случаях, когда расстояние между аппаратами сравнительно невелико, целесообразно применять уравнения относительного движения аппаратов с линеаризацией относительного гравитационного ускорения, или разложение уравнений с точностью до членов второго по-

рядка малости (см. гл. III). Несколько большую точность по сравнению с уравнениями в декартовых координатах дают линейаризованные уравнения в криволинейных координатах [93]. Обычно однородные линейаризованные уравнения отнесенного движения имеют аналитические решения, что позволяет довольно просто находить требуемые значения управляющих воздействий для перехода в точку встречи.

Если активный участок для вывода перехватчика в точку встречи имеет место на большом удалении от цели и продолжительность последующего пассивного полета велика, то для наведения необходимо пользоваться уравнениями абсолютного движения перехватчика и цели [5, 48, 57, 88]. В этом случае применяются обычные уравнения для кеплеровых орбит, которые позволяют определить переходную орбиту и требуемые управляющие воздействия.

В том случае, когда траектория перехода в точку встречи может представлять собой отрезки различных конических сечений (окружность, эллипс, параболу или гиперболу), а также при больших угловых дальностях полета целесообразно применять уравнения в универсальных переменных, позволяющие обойти различные вырожденные случаи [5, 56, 59, 65].

Обычно расчет требуемых управляющих ускорений по уравнениям движения, составленным для центрального гравитационного поля, обеспечивает достаточную точность. Но иногда, в особенности при длительном полете, учет нецентрального гравитационного поля при формировании алгоритма наведения дает возможность несколько уменьшить энергетические затраты и повысить точность вывода перехватчика в точку встречи [67]. Если же перехватчик или отдельные ступени ракеты-носителя могут развивать значительную аэродинамическую силу, то целесообразность использования этой силы для управления и, следовательно, необходимость учета ее в уравнениях движения несомненна [52, 95].

Как уже указывалось, методы наведения, основанные на понятии требуемого импульса скорости, позволяют учитывать немпульсный характер приложения тяги при полете на активных участках. Однако можно добиться некоторой экономии топлива и точности наведения, если учитывать продолжительность действия тяги еще при формулировке метода наведения. Такой подход рассмотрен в работах [49, 98].

Теперь перейдем к рассмотрению некоторых методов дальнего наведения и возможных способов их реализации.

ДАЛЬНЕЕ НАВЕДЕНИЕ (КОРРЕКЦИЯ ТРАЕКТОРИИ) СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Задача дальнего наведения перехватчика на цель аналогична задаче, возникающей при обеспечении полета космического

аппарата на Луну и другие планеты. И в том и в другом случае происходит встреча космического аппарата с целью (т. е. с другим аппаратом, Луной или планетой), движущейся по орбите. Поэтому можно ожидать, что методы и средства наведения космического аппарата на небесное тело будут в определенной степени применимы и для дальнего наведения перехватчика. В связи с этим рассмотрим, как можно осуществить дальнейшее наведение космического аппарата, если использовать для этого аналогичные методы и средства коррекции траекторий советских спутников «Молния» и «Космос-212», а также межпланетных станций «Луна» и «Венера» [4, 23].

Перевод аппарата на орбиту, по которой он придет в расчетную точку встречи, осуществляется посредством одного активного участка при постоянной ориентации вектора тяги. Система наведения является радиокомандной.

Наземные радиосредства измерительного комплекса определяют параметры движения аппарата и цели, и по данным этих измерений центр управления полетом производит расчет величины, направления и момента времени выдачи импульса скорости, который позволил бы перевести аппарат на попадающую в цель траекторию. Информация о величине и направлении этого импульса скорости по командной радиолинии связи передается на борт аппарата. В необходимый момент времени по команде с Земли включается программа выдачи импульса тяги, предусматривающая определенную последовательность работы разных систем и агрегатов. По этой программе система управления ориентацией разворачивает аппарат так, чтобы Солнце и звезда Канопус попали в поле зрения оптических трубок датчиков ориентации. Тогда ось двигателя ориентируется в пространстве в требуемом направлении относительно направлений на два светила. Затем включается система стабилизации, которая в процессе работы двигателя выдерживает заданное направление его оси при помощи сигналов, вырабатываемых свободными гироскопами. Далее в заданный момент времени начинает работать двигательная установка. Интегратор линейных ускорений, измеряющий приращение скорости аппарата, используется для формирования команды на выключение двигателя, когда приращение скорости достигает заданного значения. После выключения двигателя начинается свободный полет аппарата в расчетную точку встречи.

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА ДАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ ПО ТРЕБУЕМОЙ СКОРОСТИ

Для большинства методов дальнего наведения, предлагаемых специалистами США (см., например, [48, 59]), характерно использование одного активного участка, переменная ориентация вектора тяги и применение уравнений движения в центральном

гравитационном поле без учета аэродинамических сил. Рассмотрим работу системы дальнего наведения, реализующую один из методов указанного класса, когда рассогласованием является требуемый импульс скорости.

Пусть перед началом наведения перехватчик находится на эллиптической орбите ожидания, а цель — на компланарной эллиптической орбите (рис. 2.30). Положим, что система наведения является инерциальной. Для формирования управляющего ускорения в системах наведения такого типа используется информация от бортовых инерциальных измерительных устройств, включающих акселерометры и гироскопические приборы; кроме того, перед началом наведения в систему вводится извне информация о начальном состоянии движения перехватчика и цели. Блок-схема системы управления полетом для этого случая показана на рис. 2.31 [48].

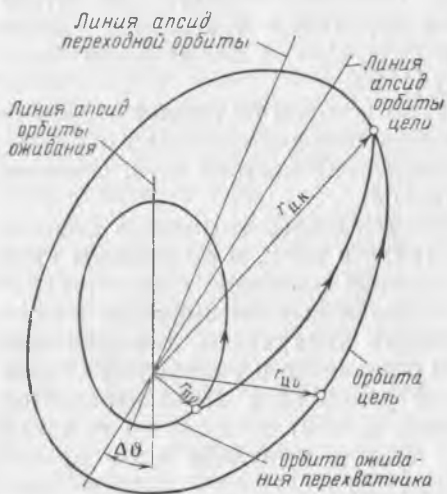


Рис. 2.30. К расчету требуемого импульса скорости при дальнем наведении перехватчика:

Здесь $\vec{r}_{п0}$ — начальный радиус-вектор перехватчика; $\vec{r}_{ц0}$ и $\vec{r}_{ц.к.}$ — начальный и конечный радиусы-векторы цели

мент начала наведения t_0 . Это позволяет определить значения истинной аномалии цели как в момент начала наведения $\vartheta_{ц0}$, так и в момент встречи $\vartheta_{ц.к.}$. Время полета перехватчика в точку встречи

$$T = t_k - t_0 = \sqrt{\frac{a_{ц}^3}{\mu}} (E_{ц.к.} - e_{ц} \sin E_{ц.к.} - E_{ц0} + e_{ц} \sin E_{ц0}), \quad (2.140)$$

где

$$E_{ц} = 2 \arctg \left(\sqrt{\frac{1 - e_{ц}}{1 + e_{ц}}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_{ц}}{2} \right); \quad (2.141)$$

$a_{ц}$, $e_{ц}$ — большая полуось и эксцентриситет орбиты цели соответственно.

Для определения переходной орбиты используется уравнение Эйлера—Ламберта, которое позволяет определить большую

полуось переходной орбиты по времени полета T , сумме величин радиусов-векторов начальной и конечной точек полета $r_{п0} + r_{ц.к}$

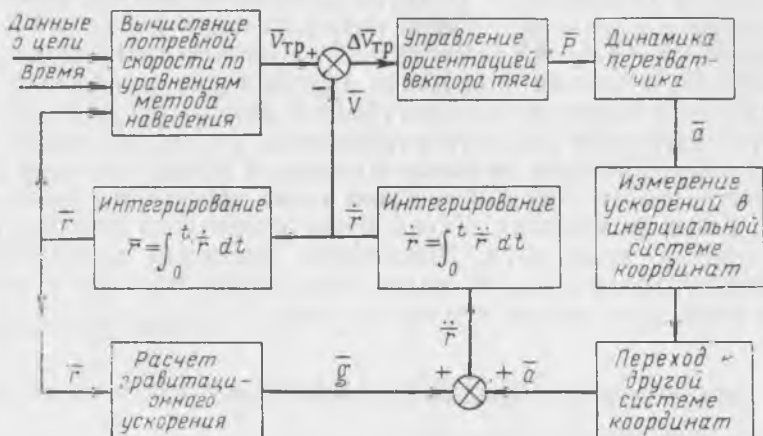


Рис. 2.31. Блок-схема инерциальной системы дальнего наведения перехватчика по требуемой скорости

и длине хорды, стягивающей начальную и конечную точки переходной орбиты

$$d = r_{п0}^2 + r_{ц.к}^2 - 2r_{п0}r_{ц.к} \cos \Phi, \quad (2.142)$$

где Φ — угловая дальность полета

$$\Phi = \vartheta_{ц.к} - \vartheta_{п0} + \Delta\vartheta.$$

Здесь $\Delta\vartheta$ — угол между линиями апсид орбиты цели и орбиты ожидания перехватчика.

Зная величину большой полуоси a и параметр орбиты p (2.53—2.56), можно найти требуемую скорость

$$V_{тр} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{п0}} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.143)$$

и угол γ , образуемый вектором требуемой скорости с радиусом-вектором положения аппарата

$$\gamma = \arcsin \frac{V_{\mu p}}{r_{п0} V_{тр}}. \quad (2.144)$$

Далее определяется вектор требуемого импульса скорости

$$\Delta \bar{V}_{тр} = \bar{V}_{тр} - \bar{V}, \quad (2.145)$$

вдоль которого система управления ориентацией направляет вектор тяги. Вектор фактической скорости перехватчика в началь-

ный момент наведения определяют по формулам для требуемой скорости с подстановкой в них значений a и p для начальной орбиты. В последующие моменты времени вектор фактической скорости \vec{V} определяют путем интегрирования показаний акселерометров с учетом составляющих расчетного гравитационного ускорения, а вектор положения перехватчика вычисляют как интеграл от полученного таким образом вектора скорости. Новый вектор требуемой скорости определяется по вышеприведенным формулам; при этом за новый начальный момент времени принимают момент, который наступит после завершения цикла необходимых вычислений. Таким путем ориентация вектора тяги все время изменяется. Выключение двигателя производится в момент, когда $\Delta V_{\text{тр}}=0$; далее перехватчик летит по траектории свободного полета в точку встречи.

ДАЛЬНЕЕ НАВЕДЕНИЕ МЕТОДОМ ОПОРНЫХ ТОЧЕК

При сложных условиях осуществления встречи, например, при неблагоприятном моменте старта перехватчика, для оказания помощи потерпевшим аварии космонавтам можно использовать метод опорных точек, рассмотренный в разд. 3 данной главы в связи с синтезом траекторий встречи. Для реализации этого метода наведения на борту перехватчика должна быть ЦВМ, которая во время полета выполняет расчеты по методу опорных точек для того, чтобы произвести синтез траектории встречи или исправить уже выбранную траекторию. Наведение на активном участке в каждой точке прицеливания производится одинаково. Момент включения двигателя выбирается так, чтобы совместить прогнозируемый центр тяжести диаграммы «ускорение—время» с вычисленным моментом приложения требуемого импульса скорости. Расчет и реализация требуемой ориентации двигателя проводятся и на пассивных участках, что обеспечивает постоянную готовность включения двигателя. Большой цикл вычислений, в который входят расчеты схемы полета, а также расчеты, связанные с навигацией и наведением, достаточно выполнять с частотой один раз в секунду (как на пусковой площадке, так и во время полета).

Метод опорных точек позволяет использовать новые эфемериды цели практически в любой момент времени как до старта, так и во время полета (значительное изменение эфемерид нежелательно задавать только во время полета ракеты-носителя, что связано, главным образом, с необходимостью вывода перехватчика на безопасную начальную орбиту. Таким образом, наведение методом опорных точек обеспечивает перехватчику следующие возможности:

- 1) использование для наведения уточненных данных о цели;
- 2) переключение на новую цель;

3) последовательное осуществление встречи с несколькими целями;

4) переход на безопасную орбиту в случае аварийной ситуации;

5) получение новых инструкций от космонавта и их исполнение.

Для реализации наведения методом опорных точек на борту перехватчика должна быть ЦВМ со следующими параметрами [87]: емкость памяти — 5200 ячеек по 24—33 разряда, скорость сложения — 14 мксек, скорость умножения — 34 мксек. В этом случае один большой цикл вычислений будет занимать около 0,16 сек.

6. ПОИСК И ЗАХВАТ ЦЕЛИ

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПОИСКА И ЗАХВАТА ЦЕЛИ

После вывода перехватчика в зону встречи обычно предусматривается этап сближения, который реализуется при помощи системы ближнего наведения, использующей информацию от бортовых измерительных средств об относительном движении перехватчика и цели. Для перехода на ближнее наведение прежде всего нужно, чтобы цель была обнаружена и захвачена бортовым координатором цели (радиолокатором или оптическим визиром). Процесс поиска и захвата цели может осуществляться космонавтом или бортовыми средствами автоматики. Для поиска и обнаружения цели целесообразно, по-видимому, использовать те же устройства, которые будут затем применяться для определения относительных координат цели. При этом для обнаружения цели нужно будет, очевидно, изменять режим работы этих устройств (увеличивать поле зрения визира, расширять диаграмму направленности радиолокатора и т. д.). Однако не следует исключать возможность использования и специальных средств обнаружения, обладающих большей эффективностью поиска, чем стандартные координаторы цели.

Если бы координаты перехватчика и цели к началу этапа сближения были известны абсолютно точно по отношению к некоторой опорной системе координат и если бы на борту перехватчика можно было с абсолютной точностью воспроизвести направление осей этой опорной системы координат, то задача захвата цели не представляла бы никаких трудностей. Достаточно было бы вычислить углы ориентации линии визирования цели и сориентировать ось координатора вдоль расчетной линии визирования. В практических условиях это значительно сложнее. Из-за наличия многочисленных ошибок при определении координат аппаратов и при построении опорной системы осей координат точное целеуказание невозможно и область воз-

возможных положений цели будет ограничена некоторой конечной поверхностью, ось которой совпадает с осью координатора. В этом случае цель нужно сначала обнаружить, а затем ориентировать координатор вдоль истинной линии визирования.

В общем случае ошибка целеуказания представляет собой сумму следующих ошибок:

- 1) определения и прогнозирования орбиты цели;
- 2) определения траектории перехватчика (наземными измерительными станциями и бортовыми навигационными системами);
- 3) построения на борту опорной системы координат, относительно которой дается целеуказание (уход гиросtabilизированной платформы, ошибки астроориентации, ошибки построения местной вертикали и т. д.);

Аналитические методы оценки ошибок целеуказания базируются на упрощающих допущениях (нормальное распределение исходных ошибок, линеаризация уравнений и пр.), что иногда приводит к недостаточно достоверным результатам. Описание этих методов можно найти в специальной литературе [27, 31, 40, 53, 63, 97]. Наиболее надежным методом определения ошибок целеуказания является статистическое моделирование полета перехватчика и цели методом Монте-Карло при помощи ЦВМ.

В принципе процесс поиска и захвата цели можно производить не только перед началом сближения, но и гораздо раньше, даже до полета в расчетную точку встречи. Момент начала поиска зависит от дальности действия средств обнаружения цели. Дальность обнаружения цели оптическими средствами зависит от кратности визира и оптических характеристик цели и может достигать 1000 км, радиолокационные устройства могут обнаруживать цель на дальности 300—700 км (полуактивные радиолокаторы) и 20—100 км (активные радиолокаторы). В случае встречи с сотрудничающей целью ее целесообразно оборудовать различными техническими средствами, облегчающими процесс обнаружения, как-то: радиоответчиками, оптическими маяками, проблесковыми (мигающими) лампами и т. д. Если же цель несотрудничающая, то можно рассчитывать только на отражение радиосигнала, посланного с борта перехватчика или с наземной станции, или на освещение Солнцем поверхности цели.

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБНАРУЖЕНИЕ

Проблема радиолокационного обнаружения цели возникла сравнительно давно (в частности, в связи с проектированием управляемых снарядов). Для решения этой проблемы была создана достаточно полная теория, основы которой можно найти во многих учебниках и монографиях (см., например, [12]). В частности, вопросами оптимального поиска для обнаружения цели при помощи радиолокационных средств давно занимается тео-

рия исследования операций, достигшая в этом направлении определенных успехов [64]. Поэтому исследование радиолокационного обнаружения цели с борта перехватчика представляет собой не что иное, как применение хорошо разработанных методов проектирования обзорно-прицельных систем, анализа вероятностей обнаружения, оптимального поиска цели и определения оптимальных областей обнаружения к не менее хорошо известной задаче относительного движения двух объектов [63, 82, 83].

ВИЗУАЛЬНАЯ СЕЛЕКЦИЯ

Совсем в другом состоянии находится проблема визуального обнаружения цели, когда светящуюся движущуюся цель необходимо селектировать (выделить) на фоне звезд. Эта проблема возникла совсем недавно, в начале 60-х годов в связи с разработкой пилотируемых космических кораблей, предназначенных для встречи [40, 53, 55, 78, 91], и до сих пор полностью не решена, несмотря на интенсивные теоретическую и экспериментальную работы.

Визуальную селекцию цели на звездном фоне можно производить по следующим признакам:

- 1) угловое перемещение цели на фоне неподвижных звезд (селекция по угловой скорости и изменению относительного положения светящихся объектов);
- 2) изменение яркости цели в связи с изменением расстояния до нее (селекция по яркости);
- 3) отличие цвета цели от цвета звезд (селекция по цвету);
- 4) периодическое изменение яркости в случае вращения цели (селекция вращающихся целей);
- 5) появление нового объекта на карте участка звездного неба (селекция по карте звездного неба).

Визуальная селекция возможна только на тех участках орбиты, где цель освещена Солнцем, т. е. не находится в тени Земли. При подготовке операции встречи необходимо знать продолжительность освещения цели Солнцем на одном витке и моменты входа цели в тень Земли и выхода из ее. Для решения этой задачи применяются графические, аналитические и численные методы.

Интервалы освещенности цели

Рассмотрим аналитический метод определения продолжительности интервалов освещенности цели.

Примем, что Земля и Солнце — идеальные сферы с радиусами R_3 и R_c , расположенные друг от друга на расстоянии большой полуоси орбиты Земли a_3 . Если пренебречь изменением положения Солнца за время, равное периоду обращения цели, а также рефракцией за счет атмосферы Земли, то истинная анома-

для ϑ в точках пересечения орбиты цели с границами тени будет определяться из уравнений [18]:

$$a_1 x^4 + a_2 x^3 + a_3 x^2 + a_4 x + a_5 = 0, \quad (2.146)$$

$$\vartheta = 2 \arctg x, \quad (2.147)$$

где

$$a_1 = B^2 - \cos^2 \theta + 2BC(e-1) \sin \theta + C^2(e-1)^2;$$

$$a_2 = 4A[C(1-e) \sin \theta - B];$$

$$a_3 = 4A^2 - 2(B^2 + \cos^2 \theta) + 2C^2(1-e^2) - 4BCe \sin \theta;$$

$$a_4 = 4A[C(1+e) \sin \theta + B];$$

$$a_5 = B^2 - \cos^2 \theta + 2BC(e+1) \sin \theta + C^2(e+1)^2;$$

$$A = (\sin \delta_C \sin i - \cos \delta_C \cos i \sin \gamma_C) \cos \omega - \sin \omega \cos \delta_C \cos \gamma_C;$$

$$B = (\sin \delta_C \sin i - \cos \delta_C \cos i \sin \gamma_C) \sin \omega + \cos \omega \cos \delta_C \cos \gamma_C;$$

$$C = R_3 / a_3 (1 - e^2); \quad \sin \theta = (R_C - R_3) / a_3; \quad \gamma_C = \Omega - \alpha_C;$$

δ_C, α_C — геоцентрические экваториальные координаты Солнца (склонение и прямое восхождение);

i, Ω, ω, a, e — элементы орбиты цели.

В случае эллиптических орбит уравнение (2.146) имеет четыре действительных корня, для круговых орбит это уравнение сводится к квадратному. Определение x для эллиптических орбит итерационным методом производится из выражения

$$x_n = \frac{A \pm \sqrt{A^2 + (B + Ce \sin \theta)^2 - D_n^2}}{B + Ce \sin \theta - D_n}, \quad (2.148)$$

где

$$D_n = \begin{cases} \frac{R_3}{R_p} \sin \theta + \cos \theta \sqrt{1 - (R_3/R_p)^2} & \text{при } n=0; \\ C \sin \theta + \cos \theta \sqrt{1 - C^2 [1 + e(1 - x_{n-1}^2)/(1 + x_{n-1}^2)]^2} & \text{при } n=1, 2, 3, \dots; \end{cases}$$

R_p — радиус перигея орбиты цели.

Плюс перед корнем соответствует концу, а минус — началу освещенного участка орбиты. Для круговых орбит точный результат получается при $n=0$.

Моменты входа и выхода цели из участка тени определяются по уравнению Кеплера

$$t = \frac{T}{\pi} [\arctg(mx) - emx/(1 + m^2x^2)], \quad 0 \leq t \leq T, \quad (2.149)$$

где

$$m = \sqrt{(1-e)/(1+e)};$$

T — период обращения цели.

Продолжительность освещенного участка определяется как разность между моментами времени, определенными по уравнению (2.149).

Если в уравнения (2.146)—(2.149) подставить $\theta = -\beta$, где $\sin \beta = (R_c + R_3) / a_3$, то найденные по этим уравнениям углы и моменты времени определяют границы полутени.

Селекция по угловой скорости

Если ориентация оптического визира относительно инерциальной системы координат неизменна, то при наблюдении звезды будут казаться неподвижными, а цель будет перемещаться в поле зрения с угловой скоростью, зависящей от положения и скорости перехватчика и цели относительно друг друга и относительно Земли. В частном случае, когда составляющая относительной скорости, нормальная к линии визирования, равна нулю, угловая скорость линии визирования также равна нулю (при этом перехватчик движется в точку встречи) и цель кажется неподвижной. Такой случай неблагоприятен для селекции по угловой скорости и при дальнем наведении его необходимо избегать, для чего достаточно сместить положение расчетной точки встречи, чтобы угловая скорость линии визирования при селекции цели не равнялась нулю. На рис. 2.32 показано изменение угловой скорости линии визирования цели во время хомановского перехода в точку встречи, когда разность высот между орбитой цели и орбитой ожидания составляет 160 км. Как видно, угловые скорости линии визирования очень невелики, что предъявляет к селекции довольно жесткие требования. Для того чтобы облегчить селекцию цели по угловой скорости, было предложено поместить в фокальной плоскости объектива частую решетку, чтобы изображение цели мерцало в отличие от изображения неподвижных звезд [40]. Для проверки этого способа селекции проводилось моделирование при помощи имитатора звездного фона, которое показало, что при угловой скорости цели $0,1 \text{ мрад}$ (яркость цели соответствовала +3 звездной величины) продолжительность селекции при использовании решетки уменьшается от 169 до 35 сек. Следует отметить, что моделирование выполнялось при жестко закрепленном визире. В реальных условиях для применения такого устройства потребуются чрезвычайно точная стабилизация визира, в противном случае мерцать будут также и звезды, что не даст возможности произвести селекцию.

Относительно порога чувствительности человеческого глаза к угловой скорости изображения цели пока еще не существует единого мнения, так как эксперименты ставились в различных условиях, что, естественно, приводило к разным результатам. На величину порога чувствительности влияет продолжительность предварительной темновой адаптации, яркость цели, наличие

в поле зрения неподвижных объектов, их количество и угловое расстояние от изображения цели, контрастность цели и т. д. * На рис. 2.33 показана экспериментальная зависимость продолжительности обнаружения углового перемещения цели от ее угловой скорости при разных угловых расстояниях цели от ближайшей звезды [78]. Как видно, для обнаружения скорости 0,1 *мрад/сек* при угловом расстоянии 12,5 *мрад*

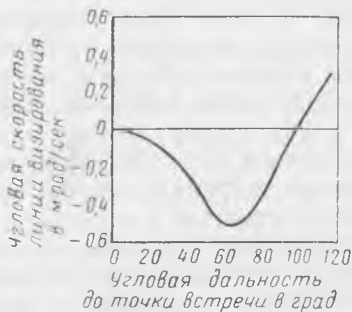


Рис. 2.32. Изменение угловой скорости линии визирования цели во время хомановского перехода в точку встречи

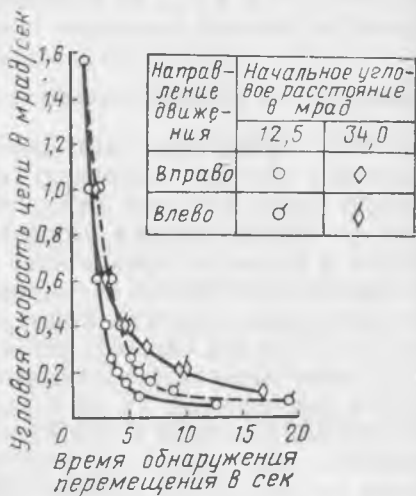


Рис. 2.33. Зависимость продолжительности обнаружения углового перемещения цели от ее угловой скорости при разных угловых расстояниях цели от ближайшей звезды

оператору потребовалось менее 10 *сек*. Следует указать, что в тех случаях, когда угловая скорость меньше порога чувствительности, цель можно обнаружить по изменению относительного расположения светящихся объектов, как это, видимо, имело место для малых угловых скоростей в рассмотренном эксперименте.

Селекция по яркости

На возможность и продолжительность селекции большое влияние оказывает яркость цели, которая зависит от геометрических размеров и формы цели, качества ее поверхности, фазового угла Солнца Ψ , т. е. угла между направлениями на цель от Солнца и от перехватчика, и дальности D от перехватчика до цели.

* Интересно отметить, что существует так называемое автокиннетическое движение, когда неподвижный источник света при отсутствии в поле зрения других объектов после наблюдения в течение примерно 9 *сек* начинает восприниматься как движущийся.

Яркость матовой сферы в эквивалентных звездных величинах можно вычислять по формуле [55]:

$$m = m_c + 2,5 \lg \frac{F_c}{F} \quad (2.150)$$

где $m_c = -26,59$ — звездная величина Солнца;
 $F_c = 130\,000 \text{ лм/м}^2$ — плотность светового потока от излучения Солнца на расстоянии одной астрономической единицы;
 F — плотность светового потока от рассматриваемого источника в точке наблюдения, вычисляемая по формуле

$$F = a F_c \frac{2}{3\pi} \left(\frac{q^2}{D^2} \right) [\sin \Psi + (\pi - \Psi) \cos \Psi]; \quad (2.151)$$

a — альbedo поверхности;
 q — радиус сферической цели.

Результаты расчетов яркости целей сферической формы, освещаемых Солнцем, при матовой и зеркальной поверхностях цели приведены на рис. 2.34. При вычислениях было принято, что альbedo матовой поверхности равно 0,5. Зависимость яркости матовой цели от дальности дана для различных фазовых углов Солнца. Яркость целей с зеркальной поверхностью не зависит от фазового угла. Изменение диаметра цели в 10 раз увеличивает яркость на 5 звездных величин.

Физиологический порог чувствительности по яркости зависит от продолжительности темновой адаптации, контрастности и цвета источника. При достаточном времени наблюдения человеческого глаз может различать изолированную звезду +8,5 величины, однако при наличии звездного фона порог чувствительности приближается к 4—6-й звездной величине. В общем случае для обнаружения источника света 5—6-й звездной величины требуется не менее 10—15 мин адаптации [78].

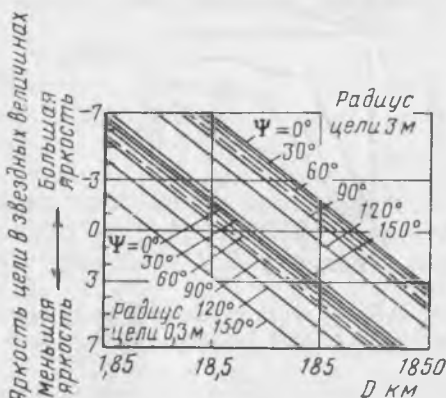


Рис. 2.34. Зависимость яркости сферических целей от дальности до перекхватчика и фазового угла Солнца:

— матовая поверхность;
 - - - - - зеркальная поверхность

Селекция по цвету

Экспериментальные исследования восприятия различных цветов показали, что лучше всего различаются источники белого цвета, затем источники красного, зеленого и хуже всего — желтого цвета (при одинаковой яркости) [78]. Однако следует заметить, что цвет цели может служить дополнительным источником информации для обнаружения, и это необходимо учитывать при подготовке операции встречи с сотрудничающей целью.

Вероятность селекции

Вероятность селекции цели в зависимости от продолжительности процесса селекции определяется экспериментальным путем по частоте обнаружения за разное время при большом числе реализаций. На рис. 2.35 приведены типичные экспериментальные зависимости [91]. В процессе экспериментов изменялись

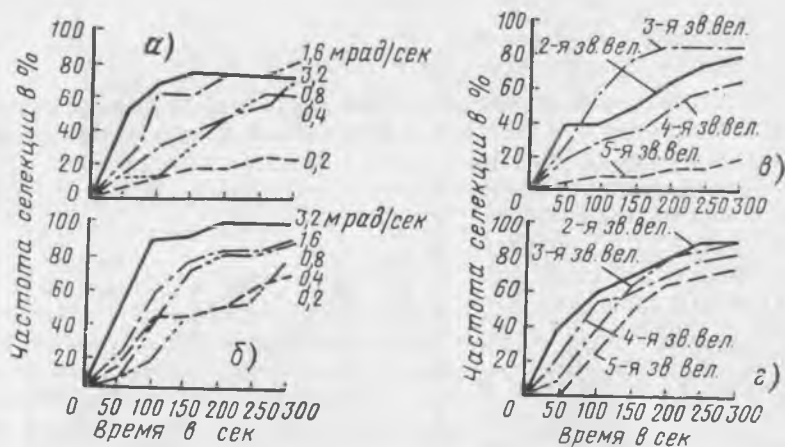


Рис. 2.35. Частота селекции в зависимости от продолжительности наблюдения при разных значениях яркости цели и угловой скорости линии визирования цели:

а, б—осредненные результаты эксперимента по яркости цели; в, г—то же по угловой скорости линии визирования

яркость цели и угловая скорость линии визирования. На рис. 2.35, а и б результаты осреднены по всем значениям яркости цели, на рис. 2.35, в и г — по всем значениям угловой скорости. Данные рис. 2.35, а и в получены группой операторов с меньшим практическим опытом, а рис. 2.35, б и г — операторами с большим опытом.

При встрече с сотрудничающей целью вероятность селекции можно повысить, применяя мигающий источник света с оптимальной частотой вспышек (около одной вспышки в секунду).

Из всех приведенных положений очевидна трудность решения проблемы визуальной селекции цели. При современном уровне знаний в этой области в каждом отдельном случае необходимо проводить весьма тщательное исследование, причем наиболее надежным средством исследования является моделирование, как математическое, так и физическое.

При подготовке операции встречи следует выделять наиболее типичные, а также предельные варианты траекторий в районе участка селекции. Затем при помощи статистического моделирования методом Монте-Карло определяют максимальные ошибки целеуказания, на основании которых выбирают потребное поле зрения оптического визира. Одновременно при помощи моделирующих стендов производят оценку вероятности селекции при данных характеристиках относительного движения перехватчика и цели и выбор параметров визира, обеспечивающих селекцию рассматриваемых целей с заданной вероятностью. При этом учитывается необходимая продолжительность этапа селекции, чтобы после селекции оставалось время на этап сближения, пока цель еще освещается Солнцем. В том случае, если добиться заданной вероятности обнаружения, не выходя за пределы ограничений, наложенных на конструкцию оптического визира, не удастся, пересматривают возможные траектории встречи и весь процесс повторяют, пока не будет найдено компромиссное решение.

7. ВЫВЕДЕНИЕ В ЗОНУ ВСТРЕЧИ И ВЗАИМНОЕ ОБНАРУЖЕНИЕ СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В заключение главы отметим особенности выведения в зону встречи и взаимного обнаружения космических аппаратов «Космос-186» и «Космос-188», «Космос-212» и «Космос-213» и пилотируемых кораблей «Союз» [19].

Для выведения космических аппаратов в зону встречи была принята следующая схема. Аппараты выводились на орбиты последовательно во времени с одной пусковой площадки. При этом орбита первого аппарата выбиралась такой, чтобы трасса его полета проходила примерно над точкой старта второго, а время старта второго аппарата выбиралось так, чтобы он был выведен ракетой-носителем сразу в зону встречи, т. е. чтобы сближение начиналось непосредственно после выхода второго аппарата на орбиту.

Такая схема позволяет осуществить вывод аппаратов в зону встречи с большой точностью, так как положение первого аппарата точно определяется предварительными траекторными измерениями. Было предусмотрено, что обе ракеты-носители стартуют с одного космодрома с интервалом между стартами в одни сутки.

За время обращения первого аппарата вокруг Земли параметры его орбиты постепенно изменялись под влиянием различных факторов, среди которых основными являются тормозящее действие атмосферы и влияние несферичности Земли. В частности, изменялась и высота полета первого аппарата в районе встречи.

Для наименьшего отклонения между обоими аппаратами по высоте полета программу выведения ракеты-носителя второго аппарата можно было изменить так, чтобы получить нужную

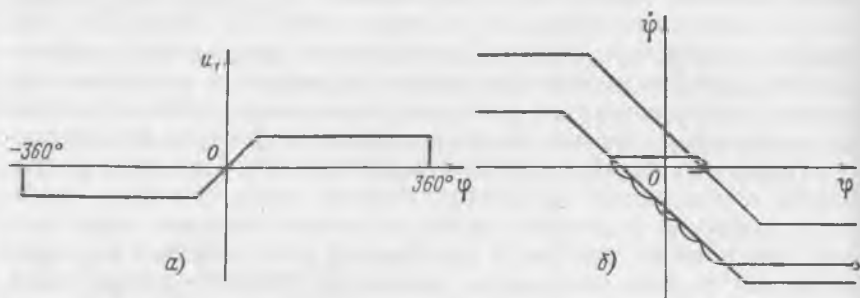


Рис. 2.36. К задаче взаимного обнаружения и захвата космических аппаратов:

a—статическая характеристика радиоаппаратуры взаимного обнаружения (Здесь φ —угол, определяющий ориентацию линии визирования относительно связанной с аппаратом системы координат, u_r —выходной сигнал аппаратуры); *b*—пример переходного процесса взаимной ориентации

высоту орбиты.

Для обеспечения заданных отклонений между аппаратами по дальности вдоль орбиты расчетное время старта второго аппарата выдерживалось с большой точностью.

После проверки работы основных бортовых систем первого аппарата и определения параметров фактической орбиты была произведена необходимая подготовка к коррекции орбиты этого аппарата, чтобы обеспечить прохождение трассы его полета примерно над точкой старта второго аппарата. Для этого на четвертом витке полета на борт первого аппарата была подана команда, включившая программу коррекции. По этой программе система управления сориентировала аппарат и включила двигательную установку в заданное время.

В результате приложения корректирующего импульса орбита первого аппарата к моменту выведения второго проходила, как и было предусмотрено, над районом его старта.

Второй аппарат стартовал на следующий день. Время его запуска было выбрано таким образом, чтобы после выхода на орбиту оба аппарата оказались в зоне встречи.

После отделения от ракеты-носителя при помощи системы управления ориентацией производилось гашение начальных угловых скоростей аппарата. Затем начинался взаимный поиск

и взаимная ориентация аппаратов при помощи радиотехнической аппаратуры, обеспечивающей взаимное обнаружение аппаратов. Сферическое поле обзора радиоустройств, установленных на обоих аппаратах, позволяет надежно осуществить взаимное обнаружение аппаратов, после чего начинается их взаимный разворот относительно осей тангажа и рысканья таким образом, чтобы стыковочные узлы были направлены навстречу друг к другу. Сигналы, вырабатываемые чувствительными элементами радиоаппаратуры взаимного поиска, и законы управления, представленные на фазовой плоскости в виде линий переключения двигателей управления ориентацией, показаны на рис. 2.36. Там же приведен пример переходного процесса осуществления взаимной ориентации (взаимного захвата).

Литература

1. Алексахин И. В., Компаниец Э. П., Красовский А. А., Трассы суточных искусственных спутников Земли, «Космические исследования», 1964, т. 2, вып. 4, стр. 532—538.
2. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П., Баллистика управляемых ракет дальнего действия, изд-во «Наука», 1966.
3. Балк М. Б., Элементы динамики космического полета, изд-во «Наука», 1965.
4. Береснев Н. П., Легостаев В. П., Система управления автоматической станцией «Луна-9», «Космические исследования», 1968, т. 6, вып. 4.
5. Бэттин Р., Наведение в космосе, перев. с англ., изд-во «Машинное строительство», 1966.
6. Дубошин Г. Н., Небесная механика. Основные задачи и методы, Физматгиз, 1963.
7. Евтушенко Ю. Г., Крылов И. А., Мершанова Р. Ф., Самойлович Г. В., Движение искусственных спутников в гравитационном поле Земли (Математические методы в динамике космических аппаратов, вып. 2), изд. ВЦ АН СССР, 1967.
8. Иванов Ю. Н., Шалаев Ю. В., Оптимальный поворот плоскости круговой орбиты поперечной силой. «Космические исследования», 1965, т. 3, вып. 5, стр. 687—693.
9. Илларионов В. Ф., Шкадов Л. М., Поворот плоскости круговой орбиты спутника, «Прикладная математика и механика», 1962, вып. I, т. 26, стр. 15—21.
10. Инерциальные системы управления, под ред. Д. Питтмана, Воениздат, 1964.
11. Ишлинский А. Ю., Инерциальное управление баллистическими ракетами, изд-во «Наука», 1968.
12. Карпентье Ж., Современная радиолокация, перев. с франц., изд-во «Советское радио», 1966.
13. Кинг-Хили Д., Теория орбит искусственных спутников в атмосфере, изд-во «Мир», 1967.
14. Копнин Ю. М., К задаче о повороте плоскости орбиты спутника, «Космические исследования», 1965, т. 3, вып. 4, стр. 540—553.
15. Космическая техника, под ред. Г. Сейферта, перев. с англ., изд-во «Наука», 1964.

16. Кузмак Г. Е., Исаев В. К., Давидсон Б. Х., Оптимальные режимы движения точки переменной массы в однородном гравитационном поле, ДАН СССР, 1963, т. 149, № 1, стр. 58—61.

17. Кузмак Г. Е., Лавренко П. И., Исаев В. К., Сонин В. В., Линеаризованная теория оптимальных многоимпульсных перелетов. Некоторые особенности задачи об оптимальном программировании тяги ракет, XV Межд. конгр. по астронавт., Варшава, 1964, PWN—Polish Scientific Publishers, Warszawa, 1965, t. 1, стр. 311—346.

18. Латайко П. А., Искусственные спутники в тени Земли, «Космические исследования», 1966, т. 4, вып. 5, стр. 784—785.

19. Легостаев В. П., Раушенбах Б. В., Автоматическая сборка в космосе, «Космические исследования», 1969, т. 7, вып. 6.

20. Лоуден Д. Ф., Импульсный переход между эллиптическими орбитами. В кн. «Методы оптимизации с приложениями к механике космического полета» под ред. Дж. Лейтмана, перев. с англ., изд-во «Наука», 1965.

Лоуден Д. Ф., Оптимальные траектории для космической навигации, перев. с англ., изд-во «Мир», 1966.

21. Охоцимский Д. Е., Энеев Т. М., Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли. «Успехи физических наук», 1957, т. 63, вып. 1а, стр. 5—32.

22. Пономарев В. М., Теория управления движением космических аппаратов, изд-во «Наука», 1965.

23. Раушенбах Б. В., Система управления межпланетной автоматической станцией «Венера», «Космические исследования», 1968, т. 6, вып. 4.

24. Сигал И. Х., Итерационная схема расчета перелетных орбит в поле притягивающего центра. «Космические исследования», 1966, т. 4, вып. 3, стр. 351—355.

25. Соколов В. Б., Никитин С. А., Применение метода обобщенных параметров для исследования маневров в однородном гравитационном поле. «Космические исследования», 1969, т. 7, вып. 2.

26. Справочник по космонавтике, под ред. Н. Я. Кондратьева и В. А. Одинцова, Воениздат, 1966.

27. Стирнс Э., Космическая навигация, перев. с англ., Воениздат, 1966.

28. Субботин М. Ф., Курс небесной механики, т. I, ОНТИ, 1933.

29. Тихонравов М. К., Яцунский И. М., Максимов Г. Ю., Бажинов И. К., Гурко О. В., Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли, изд-во «Машиностроение», 1967.

30. Токмалаева С. С., О расчете перелетов в поле одного притягивающего центра, Сб. «Искусственные спутники Земли», изд-во АН СССР, 1963, вып. 16.

31. Управление космическими летательными аппаратами, под ред. К. Леондеса, перев. с англ., изд-во «Машиностроение», 1967.

32. Феодосьев В. И., Синярев Г. Б., Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1960.

33. Хок Д. С., Космические маневры. Оптимизация. Сб. «Космические траектории», перев. с англ., ИЛ, 1963.

34. Штерн Т., Введение в небесную механику, перев. с англ., изд-во «Мир», 1964.

35. Эльясберг П. Е., Определение орбит по двум положениям, Сб. «Искусственные спутники Земли», изд. АН СССР, 1962, вып. 13.

36. Эльясберг П. Е., Введение в теорию полета искусственных спутников Земли, изд-во «Наука», 1965.

37. Энеев Т. М., О применении градиентного метода в задачах теории оптимального управления, «Космические исследования», 1966, т. 4, вып. 5, стр. 652—669.

38. Эрике К., Космический полет, т. I. Перев. с англ., Физматгиз, 1963.

39. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif. Western Periodicals, 1963.

40. Baird F. E., Schindler R. A., Smith R. N., An Optical aid for manual acquisition and tracking of a target satellite during a rendezvous missions. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1. Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif. Western Periodicals, 1963.
41. Baker J. M., Orbit transfer and rendezvous maneuvers between inclined circular orbits. „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 8, pp. 1216—1220.
42. Battle C. T., Gottlieb R. G., Optimization of thrust direction histories and vehicle parameters for three-dimensional ascent trajectories, AIAA/ION Astrodynamics Guidance and Control Conference, Los Ang., Aug. 24—26, 1964, AIAA Paper No 64—663.
43. Breckman J., Theory and application of the B-chart, RCA Review, Dec. 1964, p. 769—784.
44. Chandler D. C., Smith I. E., Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions, AIAA/JACC Guidance and Control Conference, Seattle, Wash., 1966, New York, AIAA, 1966, pp. 688—696.
45. Connor M. A., Gravity turn trajectories through the atmosphere, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 8, p. 1308—1311.
46. Cuadra E., Arthur P. D., Orbit plane change by external burning aerocruise, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No. 3, p. 347—352.
47. Culler G. J., Fied B. O., Universal gravity-turn trajectories, „Journal of Applied Physics”, 1957, vol. 28, p. 672—676.
48. Darby D. B., A preliminary investigation of the use of inertial guidance for coplanar orbital rendezvous, Thesis, present. to the Fac. School Air Force Inst. Technol., Air Univ., Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1964.
49. Darby W. O., Correction for the effects of finite thrusting time in orbit changing maneuvers, Amer. Rocket Soc. Preprints, 1961, N 154, 11 p.
50. Dowlen E. M., Seddon J., Orbital rendezvous techniques, „Journal of British Interplanetary Society”, 1964, vol. 19, No 11, p. 498—510.
51. Duty R. L., Trajectory determination by linear steering, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 1, p. 136—137.
52. Fey W. A., Use of a lifting upper stage to achieve large offsets during ascent to orbit. „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 9, p. 1425—1431.
53. Flight Performance Handbook for Orbital Operations, Ed. by R. W. Wolverton, John Wiley and Sons, Inc., New York—London, 1963.
54. Fusca J. A., Catching a satellite, „Space/Aeronautics”, 1965, vol. 44, No 4, p. 84—91.
55. Gedance A. R., Farnan R. D., Star background problem in passive terminal guidance for anti-satellite missile, „Ballistic Missile and Aerospace Technology”, 1961, vol. 2, p. 337—357.
56. Gedeon G. S., Universal rendezvous guidance equations, „Journal of the Astronautical Sciences”, 1966, vol. 13, No 4, p. 149—165.
57. Gunckel T. L., An explicit rendezvous guidance mechanization, 1963 Conf. Proc.: 7th Nation. Convent. Military Electron., Washington, D. C., p. 112—116.
58. Handelsman M., Optimal free-space fixed-thrust trajectories using impulsive trajectories as starting iteratives. „AIAA Journal”, 1966, vol. 4, No 6, p. 1077—1082.
59. Hedvig T. I., Palmer R. R., Davis R. P., Lunar rendezvous guidance for a fixed thrust vehicle, AIAA/NASA Third Manned Space Flight Meet., Nov. 1964, p. 57—58.
60. Helifron J., Kaufman F. H., Rendezvous and docking technique, „Technology of Lunar Exploration”, New York—London, Acad. Press, 1963, ch. 5, p. 237—264.
61. Hempel P., Eine Zurückführung des Rendezvous-Manövers auf Bahnübergänge. „Astronautica Acta”, 1966, vol. 12, No 2, p. 153—158.

62. Jezewski D. I., Three-dimensional guidance equations for quasi-optimum space maneuvers, XV Intern. Astronaut. Congr., Warszawa, 1964, PWN—Polish Scientific Publishers, Warszawa, 1965, vol. 1, p. 665—683.
63. Komen S. K., Tanenbaum M. S., Design of a satellite-based radar seeker, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif. Western Periodicals, 1963, p. 577—584.
64. Koopman B. O., The Theory of Search. I. Kinematic based. II. Target detection. III. The optimum distribution of searching effort. „Operation research”, 1956, vol. 4, No 3, p. 324—346; No 5, p. 503—531; 1957, vol. 5, No 5, p. 613—626.
65. Lancaster E. R., Blanchard R. C., Devaney R. A., A note on Lambert's Theorem, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 9, p. 1436—1438.
66. Lawden D. F., Optimal rocket trajectories, „Jet propulsion”, 1957, vol. 27, No 12, p. 1263.
67. Levine S. A., Explicite guidance for an oblate gravitational field, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 7, p. 992—996.
68. London H. S., Change of satellite orbit plane by aerodynamic maneuvering, „Journal of the Aerospace Sciences”, 1962, vol. 29, p. 323—332.
69. London H. S. Comments on aerodynamic plane change, „AIAA Journal”, 1963, vol. 1, p. 2414—2415.
70. Magiros D. G., The impulse required to effectuate a new orbit through a given point in space, XIV Internat. Astronaut. Congr., Paris, 1963, Proc., Ed. by E. Brun. I. Hersey. PWN—Polish Scientific Publishers, Warszawa, 1965, vol. IV, p. 315—320.
71. Martin D. T., O'Brien R. M., Rice A. F., Sievers R. F., Saturn V guidance, navigation and targeting, AIAA/JACC Guidance and Control Conference, Seattle, Wash., 1966, N. Y., AIAA, 1966, p. 697—712.
72. McCue G. A., Render D. F., Numerical investigation of minimum impulse orbital transfer, „AIAA Journal”, 1965, vol. 3, No 12, p. 2328—2334.
73. Meacham R. C., Recurrence formulas for gravity turn powered flight above the atmosphere, Conference on Theoretical and Applied Mechanics, Plenum Press, N. Y., 1963, p. 72—85.
74. Miller M., Optimum impulsive transfers between elliptic and noncoplanar circular orbits, „Planetary and Space Sciences”, 1965, vol. 13, No 12, p. 1233—1247.
75. Miyamoto J. Y., Near rendezvous by two satellites, „The Journal of the Astronautical Sciences”, 1966, vol. XIII, No 3, p. 125—126.
76. Paiewonsky B., Optimal control: A review of theory and practice, AIAA Journal, 1965, vol. 3, No 11, p. 1985—2006.
77. Parsons W. D., Analytic solution of the synergetic turn, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 11, p. 1675—1678.
78. Pennington J. B., Brissenden R. F., Visual capability in rendezvous, „Astronautics and Aerospace Engineering”, 1963, vol. 1, No 2, p. 96.
79. Petersen N. V., Reich H., Swanson R. S., Earth-lunar logistics employing orbital assembly and launch. Space logistics engineering, Ed. by K. Brown, L. D. Ely, John Wiley and Sons, Inc., New York, 1962.
80. Petersen N. V., Swanson R. S., Rendezvous-compatible orbits, „Astronautical Sciences Review”, 1959, No 4, p. 362.
81. Petersen N. V., Swanson R. S., Rendezvous in space — effects of launch conditions, „Aerospace Engineering”, 1960, vol. 19, No 5, p. 72, 73, 106.
82. Potter N. S., The optimization of astronomical vehicle detection systems through the application of search theory, Proceedings of IRE, Apr. 1960, vol. 48, No 4.
83. Potter N. S., Controlled rendezvous of orbiting space stations, „ARS Journal”, 1961, vol. 31, No 8, p. 1096—1102.
84. Rider L., Characteristic velocity for changing the inclination of a circular orbit to the equator, „ARS Journal”, 1959, vol. 29, No 1, p. 48—49.

85. Scavullo J. J., Paul F. J., Aerospace Ranges: Instrumentation, D. Van Nostrand Co., Inc. Princeton, N. J., Toronto, N. Y.—London, 1965.
86. Schneider A. M., Capen E. B., Variable point guidance for space missions, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 8, p. 1202—1208.
87. Schneider A. M., Capen E. B., Camiel J. J., Recent developments in variable point guidance for space rendezvous and rescue, AIAA/JACC Guidance and Control Conference, Seattle, Wash., 1966, p. 326—329.
88. Schwarzbein Z. E., Gersten R. H., Smith G. E., An exact closed-form solution to the rendezvous problem, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 46—76.
89. Soule P. W., An error-compensating version of QORGS and the theory of some terminal rendezvous maneuvers, „Ballistic Missile and Aerospace Technology”, vol. 2, „Ballistic Missile and Space Electronics”, N. Y.—London, Acad. Press, 1961, p. 67—83.
90. Straly W. H., The phasing technique in rendezvous, „ARS Journal”, 1962, vol. 32, No 4, p. 620—626.
91. Summers L. G., Shea R. A., Ziedman K., Unaided visual detection of target satellites, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 1, p. 76—79.
92. Swanson R. S., Petersen N. V., Hoover L. R., An astrovehicle rendezvous—guidance concept, „Advances in the Astronautical Sciences”, vol. 6, McMillan Co., New York, 1961, p. 147—160.
93. Swanson R. S., Soule P. W., Rendezvous guidance technology, Proceed. of the National Meeting on Manned Space Flight, St. Louis, Mi., Apr.30—May 2, 1962, Inst. of the Aerospace Sci., New York, 1962, p. 106—129.
94. Swerling P., First order error propagation in a stagewise smoothing procedure for satellite observations, „Journ. Astronautical Sci.”, 1959, vol. 6 Autumn, p. 46—52.
95. Vaccaro R. J., Kirby M. J., Rendezvous guidance of lifting aerospace vehicles, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1965, vol. 2, No 5, p. 705—711.
96. Wallner E. P., Camiel J. J., Plane change split in circular orbits, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 9, p. 1321—1327.
97. Wudell A. E., Smith G. H., Slaughter E. G., Error analysis, apogee biasing and reference system considerations for satellites rendezvous, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 16—45.
98. Zee Ch. H., Finite-thrust explicit guidance law for nearly circular orbital rendezvous, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1967, vol. 4, No 1, p. 34—38.
-

1. ВВЕДЕНИЕ

Управление движением перехватчика на этапе сближения или ближнее наведение во многом определяет специфику операции встречи. Ближнее наведение осуществляется при помощи бортовых навигационных средств, получающих информацию о цели, и в этом отношении рассматриваемый этап сближения до некоторой степени аналогичен участку самонаведения управляемых снарядов. Однако наведение на этапе сближения перехватчика и цели является гораздо более сложным процессом вследствие необходимости устранения не только промаха, но и скорости относительно цели.

Введем некоторые определения. *Линией визирования* будем называть прямую, соединяющую центры масс перехватчика и цели. *Вектором относительной дальности* \vec{D} назовем вектор, направленный от цели к перехватчику вдоль линии визирования и равный по величине расстоянию между центрами масс встречающихся аппаратов. Это расстояние называется *относительной дальностью* D . Вектор скорости перехватчика относительно цели называется *относительной скоростью* \vec{V} . *Плоскостью сближения* будем называть плоскость, образованную векторами относительной дальности и относительной скорости в данный момент времени (см. рис. 3.1, а). Проекция относительной скорости на линию визирования и на нормаль к ней в плоскости сближения назовем соответственно *скоростью сближения* D и *нормальной скоростью* V_n .

При анализе сближения удобно пользоваться понятием о *прогнозируемом пролете*, под которым будем понимать минимальное расстояние L , на котором перехватчик пройдет мимо цели, если, начиная с заданного момента времени, перехватчик и цель будут двигаться в соответствии с некоторой гипотезой. Простейшей гипотезой будет предположение о прямолинейном и равномерном движении перехватчика и цели, т. е. о движении их в безгравитационном пространстве с выключенными двигателями. В дальнейшем, за исключением случаев, которые будут оговари-

ваться особо, под прогнозируемым пролетом или просто *пролетом* будем понимать расстояние L , на котором перехватчик пройдет мимо цели, если, начиная с заданного момента времени, перехватчик и цель будут двигаться прямолинейно и равномерно. Прогнозируемый таким методом пролет вычисляется по формуле [9]

$$L = \omega_{д.в} \frac{D^2}{V},$$

где $\omega_{д.в}$ — угловая скорость поворота линии визирования. Так как нормальная скорость

$$V_n = \omega_{д.в} D,$$

то

$$L = \frac{V_n D}{V}.$$

Отсюда видно, что вместо нормальной скорости можно рассматривать прогнозируемый пролет, который является функцией текущих параметров относительного движения $\omega_{д.в}$, D и V .

ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

Начальные условия сближения, вообще говоря, описываются шестимерным вектором фазового состояния перехватчика относительно цели. Так как на относительное движение перехватчика и цели гравитационное ускорение практически не влияет (см. стр. 149), то и ориентация в пространстве вектора дальности и плоскости сближения не имеет существенного значения. Поэтому в качестве начальных условий достаточно указывать лишь три величины — относительную дальность, скорость сближения и нормальную скорость (прогнозируемый пролет или угловую скорость линии визирования).

Фактические начальные условия сближения определяются главным образом ошибками выведения перехватчика в расчетную точку встречи. Эти начальные условия должны быть согласованы с допустимыми начальными условиями сближения, т. е. теми начальными условиями, при которых система ближнего наведения может обеспечить сближение перехватчика с целью с требуемыми характеристиками по точности, времени сближения, расходу топлива и т. д. Диапазон допустимых начальных условий должен полностью перекрывать диапазон начальных условий, определяемых результатами выведения перехватчика в зону встречи. В зависимости от назначения перехватчика, способов дальнего наведения и характеристик цели начальные условия сближения могут изменяться в весьма широком диапазоне — от нескольких сотен километров до нескольких километров по дальности до цели, от нескольких километров в секунду до нескольких метров в секунду по относительной скорости и от не-

скольких десятков километров до нуля по прогнозируемому пролету [35]. Диапазон допустимых начальных условий сближения зависит от навигационных и энергетических возможностей перехватчика. Так, например, максимально возможная начальная дальность зависит от характеристик бортового радиолокатора или оптического оборудования, а максимально допустимые начальная скорость сближения и прогнозируемый пролет (так же как и минимальная дальность) ограничены располагаемым ускорением от тяги двигателей перехватчика и запасом топлива. Кроме того, при определении диапазона допустимых начальных условий сближения следует учитывать, что перед перехватчиком может быть поставлена задача последовательной встречи с несколькими объектами или встречи с маневрирующей целью.

Требуемые конечные условия сближения зависят от возможностей перехватчика и системы управления на этапе причаливания (см. гл. IV), а конечные условия, которые могут быть достигнуты, зависят главным образом от точности системы ближнего наведения. Принято считать, что в конце сближения относительная дальность составляет несколько сотен метров, а скорость сближения — от нескольких метров в секунду до нуля. В отдельных случаях конечная дальность может составлять несколько километров.

СХЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ УСКОРЕНИЙ

Для выполнения конечных условий сближения перехватчик должен иметь двигательную установку, способную обеспечить достаточные управляющие ускорения. Классификация схем формирования управляющих ускорений приведена в разд. 1 гл. I. Остановимся вкратце на преимуществах и недостатках применения этих схем для сближения перехватчика с целью.

1. Схема с произвольной ориентацией продольной оси перехватчика и с двигателями, создающими силы тяги вдоль продольной оси (см. рис. 1.1, *a*). В этом случае управление вектором тяги осуществляется поворотом всего перехватчика в необходимом направлении.

Такой способ формирования управляющих ускорений выгоднее в энергетическом отношении чем другие способы, при которых, кроме продольных двигателей, нужны еще и поперечные. Пусть, например, требуется получить импульс скорости $\Delta\vec{V}$. В этом случае, совмещая вектор тяги продольного двигателя с вектором $\Delta\vec{V}$, получим расход характеристической скорости $V_x = |\Delta\vec{V}|$. Теперь представим, что тот же импульс скорости обеспечивается двумя двигателями — продольным и поперечным. Тогда характеристические скорости V_{x1} и V_{x2} , развиваемые первым и вторым двигателями, будут соответственно удовлетворять условию

$$V_{x1}^2 + V_{x2}^2 = \Delta\vec{V}^2.$$

В этом случае расход топлива увеличится, так как полная характеристическая скорость

$$V_{x1} + V_{x2} > \sqrt{V_{x1}^2 + V_{x2}^2} = V_x.$$

Двигательная установка без поперечных двигателей проще; при этом экономится вес и повышается надежность работы двигательной установки. Но, с другой стороны, рассматриваемая схема требует наличия весьма точной и быстродействующей системы управления ориентацией, так как на этапе сближения направление вектора управляющего ускорения может изменяться в широких пределах. Частое изменение ориентации перехватчика повышает расход топлива на управление ориентацией и затрудняет работу координатора цели. Последнее обстоятельство заставляет или ограничивать величину угла между вектором тяги и линией визирования, или проводить часть полета «вслепую» по вычисляемому направлению на цель. Метод наведения перехватчика, не имеющего поперечных двигателей, в каждый момент времени задает величину и направление ограниченного по модулю вектора ускорения таким образом, чтобы обеспечить выполнение конечных условий сближения.

2. Схема с фиксированной ориентацией продольной оси перехватчика и двигателями, создающими силы тяги вдоль продольной и одной из поперечных осей (см. рис. 1.1, б). Эта схема характерна тем, что ориентация продольной оси перехватчика обусловлена заранее и не зависит от сигналов системы наведения. Варианты применения указанной схемы могут различаться между собой системами координат, в которых производится наведение.

Основной вариант связан с использованием лучевой системы координат. Одна ось этой системы x направлена от перехватчика к цели вдоль линии визирования, т. е. по лучу радиолокатора, а другая ось y — пртивоположно нормальной к линии визирования составляющей относительной скорости (нормальной скорости). Перехватчик непрерывно ориентируют таким образом, чтобы линия действия тяги продольного двигателя совпадала с осью x , а поперечного — с осью y (рис. 3.1). Плоскость xOy представляет собой плоскость сближения, а процесс разворота аппарата до совмещения его продольной и поперечной осей x_1 и y_1 с лучевыми осями x и y называется *построением плоскости сближения*.

Такой способ создания поперечных ускорений, при котором поперечные двигатели действуют только вдоль одной оси y_1 , а эта ось изменяет свою ориентацию в пространстве при помощи вращения перехватчика вокруг продольной оси x_1 , называют *полярным управлением поперечными ускорениями*.

3. Схема с фиксированной ориентацией всех трех связанных осей перехватчика и с двигателями, создающими силы тяги вдоль

этих осей (см. рис. 1.1, в). Такой способ создания поперечных ускорений называется *декартовым управлением*. Из приведенных выше соображений следует, что при декартовом управлении затраты энергии на маневрирование несколько выше, чем при полярном управлении.

Один из возможных вариантов ориентации перехватчика рассматриваемой схемы основан на использовании лучевой системы координат. При этом продольная ось x_1 непрерывно ориентирует-

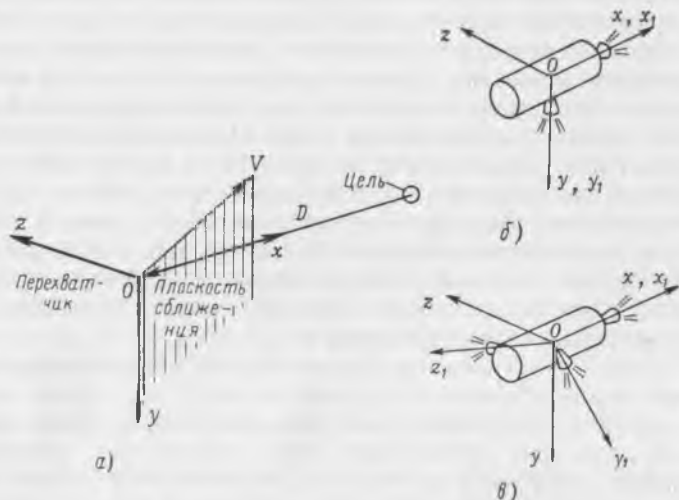


Рис. 3.1. Схемы формирования управляющих ускорений при фиксированной ориентации перехватчика:

а—к определению плоскости сближения; б—полярное управление поперечными ускорениями; в—декартово управление поперечными ускорениями

ся вдоль лучевой оси x , а направления двух остальных связанных осей y_1 и z_1 фиксируются произвольно относительно инерциального пространства.

Формирование управляющих ускорений можно осуществлять также, ориентируя перехватчик (и его двигательные установки) относительно инерциальной или орбитальной (связанной с радиусом-вектором аппарата относительно центра Земли) системы координат.

Выбор той или иной схемы формирования ускорений представляет собой весьма сложную задачу, поскольку для ее решения необходимо учитывать большое количество разнообразных и взаимосвязанных факторов.

Комплексное исследование операции встречи для выбора наиболее эффективных схем формирования ускорений [17] показало, в частности, что для больших перехватчиков, вес которых соответствует примерно весу полезной нагрузки, выводимой ракетой-

носителем «Сатурн-V» на геоцентрическую орбиту, рациональной является схема с произвольной ориентацией перехватчика и продольными двигателями для создания управляющих ускорений. С другой стороны, для сравнительно небольших перехватчиков рекомендуются схемы с фиксированной ориентацией (с несколькими двигателями на твердом топливе, работающими в релейном режиме).

КРИТЕРИИ КАЧЕСТВА СБЛИЖЕНИЯ

Основной задачей этапа сближения, как уже говорилось выше, является обеспечение требуемых конечных условий встречи с целью. Однако выполнить эту задачу можно самыми различными методами.

При выборе методов наведения на этапе сближения, или, другими словами, методов ближнего наведения, руководствуются следующими критериями.

1. *Продолжительность сближения.* Этот критерий очень важен, например, в тех случаях, когда перехватчик является частью системы спасения в космосе, так как в аварийных ситуациях для оказания срочной помощи экипажу пилотируемого корабля необходимо максимально быстрое сближение. Продолжительность сближения должна также учитываться в военных вариантах операции встречи.

2. *Количество топлива, затрачиваемого на сближение* (расход топлива), является общим критерием для самых различных операций, так как уменьшение расхода топлива позволяет увеличивать полезную нагрузку перехватчика. Этот критерий следует особо учитывать при проектировании аппаратов, предназначенных для многократных встреч (инспекция нескольких целей с борка на орбите и заправка топливом межпланетных кораблей и т. д.).

3. *Надежность системы управления полетом перехватчика* также должна учитываться во всех случаях проектирования операции встречи. Для повышения надежности обычно стремятся к максимальному упрощению методов наведения и способов их реализации, а также способов получения и обработки информации, стараясь при этом удовлетворить остальным требованиям. Таким образом, для удовлетворения критерию надежности следует выбирать как можно более простой метод наведения из числа возможных. На стадии проектирования, когда выбирается метод наведения, этот критерий с трудом поддается математическому описанию, поэтому его приходится учитывать косвенным образом, например сравнением систем, реализующих рассматриваемые методы наведения.

4. *Точность наведения*, т. е. точность выполнения конечных условий. Большая относительная скорость в конце сближения нежелательна. Кроме того, точность обеспечения конечной дальности должна гарантировать перехватчик от столкновения с целью

или пролета мимо нее. С другой стороны, если полное торможение скорости перехватчика произойдет на слишком большом расстоянии от цели, то это приведет к продолжительному и неэкономичному маневру причаливания.

Совершенно очевидно, что наилучшим методом наведения будет тот, который обеспечит точную встречу за минимальное время с минимальным расходом топлива при помощи самой простой системы управления. Однако всем этим условиям практически невозможно удовлетворить одновременно. Более того, они обычно противоречат друг другу. Так, например, уменьшить продолжительность сближения или повысить точность выполнения конечных условий можно только путем увеличения расхода топлива. И, наоборот, для того, чтобы снизить расход топлива придется увеличивать продолжительность сближения (подробнее это будет показано ниже). Поэтому приходится сосредоточивать внимание на каком-либо одном критерии качества сближения, который представляется наиболее важным в данных условиях, а на остальные налагать более или менее жесткие ограничения.

ПОДХОД К СИНТЕЗУ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ

При синтезе системы управления полетом на этапе сближения необходимо учитывать вероятностный (стохастический) характер процесса управления сближением. К решению этой задачи можно подойти двумя различными путями.

Можно, задаваясь статистическими характеристиками ошибок измерений параметров движения и реализации управляющих воздействий, ставить и решать задачу оптимизации стохастической системы управления полетом в целом. Для этого следует одновременно формировать как оптимальный метод навигации (т. е. в данном случае состав измеряемых параметров, последовательность их измерений и метод обработки получаемой информации), так и оптимальный метод наведения. Описание небезуспешных попыток решения такой задачи в отдельных случаях приведено в работах [5, 101]. Однако, как следует из указанных работ, при таком подходе требуется чрезмерно много вычислений даже при условии различных упрощений (нормальные законы распределения ошибок, линеаризация уравнений движения), что не позволяет, во всяком случае в ближайшем будущем, использовать для оптимального наведения бортовые ЦВМ.

Другой подход менее строг, но зато позволяет с большой ясностью и полнотой исследовать общую картину сближения и ориентироваться на более простое оборудование при реализации разработанных методов. Этот подход заключается в разделении функций навигации и наведения, а также в допущении, что оптимальные методы наведения для детерминированного и стохастического процессов наведения не отличаются друг от друга. Для линейных систем управления, оцениваемых квадратичными

критериями качества, и при отсутствии ограничений на управляющие воздействия правомерность такого подхода доказана [101]. Принцип разделения функций навигации и наведения заключается в том, что обработка информации рассматривается как самостоятельная (и довольно сложная) задача, а задача наведения решается отдельно не в стохастической, а в детерминированной постановке — для наведения используются оптимальные оценки (математические ожидания) измеряемых параметров. В пользу детерминированного подхода к выбору метода наведения говорит то, что ошибки измерений, в особенности после оптимальной обработки, в общем случае довольно малы по сравнению с самими измеряемыми величинами (по крайней мере на большем протяжении участка встречи). Поэтому неучет их не может существенно сказаться как на точности выполнения конечных условий, так и на расходе топлива и на продолжительности сближения.

Методы оптимальной обработки навигационной информации с минимальной дисперсией ошибок оценки достаточно подробно разработаны, и здесь нет нужды на них останавливаться. (Отдельные схемы обработки, которые после небольшой модификации вполне применимы для ближнего наведения, можно найти, например, в работах [4, 6, 70, 86, 87, 98]).

Принцип разделения функций навигации и наведения не только облегчает проектирование системы управления полетом, но и позволяет уменьшить объем вычислений, производимых на бортовой ЦВМ, что является положительным фактором с точки зрения обеспечения надежности.

При синтезе оптимальной системы управления полетом удобно также разделять функции наведения и управления ориентацией. При этом независимо от метода управления ориентацией выбирается метод наведения — закон изменения вектора управляющего ускорения; затем формируется такая система управления ориентацией, которая лучше всего обеспечивает совпадение реальной ориентации вектора ускорения с командной, т. е. с ориентацией, задаваемой системой наведения. Несколько приблизиться к совместной оптимизации систем наведения и управления ориентацией можно, выбирая в качестве управляющего воздействия (выходного сигнала системы наведения) не углы ориентации вектора ускорения, а угловые скорости его поворота или даже угловые ускорения.

Ниже мы будем рассматривать детерминированные задачи выбора методов наведения, оптимальных по продолжительности сближения или по расходу топлива.

Оптимальные методы наведения обычно оказываются слишком сложными для реализации при помощи бортовых вычислительных средств, однако их исследование оправдывается, в частности, тем, что знание оптимального метода наведения позволяет оценить максимальные возможности перехватчика при выполне-

нии сближения. В том случае, если все же удастся реализовать (хотя бы частично) оптимальный метод, это даст возможность, например, сократить запас топлива на борту аппарата или уменьшить время сближения. Правда, оптимальный метод наведения, найденный при решении детерминированной задачи, может оказаться не оптимальным или не вполне оптимальным при наличии случайных возмущений, что следует учитывать, переходя к синтезу реальной системы управления полетом. Во всяком случае полученные при детерминированном подходе оптимальные методы наведения всегда нуждаются в последующей проверке с учетом ошибок измерения параметров движения и реализации управляющих воздействий.

Затем мы исследуем упрощенные методы наведения, которые хотя и приводят к большей продолжительности сближения или большему расходу топлива по сравнению с оптимальными методами, но позволяют упростить систему наведения и таким образом удовлетворить критерию надежности.

Методы наведения описываются зависимостями управляющих воздействий (сигналов наведения или управляющих ускорений) от времени и параметров движения аппарата. Оптимальные зависимости управляющих воздействий от времени принято называть *оптимальными программами*, а зависимости от текущих параметров движения — *оптимальными синтезирующими функциями* [11].

Наличие аналитических выражений для коэффициентов оптимальной программы в некоторых случаях дает возможность перейти к оптимальной синтезирующей функции, как будет показано ниже на примере движения в бессиловом пространстве.

На оптимальных программах основаны *разомкнутые системы наведения* (без обратной связи), когда измеренные в начальный момент параметры движения используются только для вычисления коэффициентов оптимальной программы, а затем управляющие воздействия изменяются с течением времени независимо от текущих значений параметров движения. Оптимальные синтезирующие функции служат основой *замкнутых систем наведения* (с обратной связью), которые позволяют в каждый момент времени формировать управляющие воздействия в соответствии с измеренными в этот же момент времени параметрами движения.

С точки зрения точности наведения замкнутые системы наведения предпочтительнее, так как они обеспечивают учет непредсказуемых заранее изменений параметров движения, происходящих вследствие различных возмущений и ошибок. С другой стороны, замкнутые системы наведения обычно являются более сложными, чем разомкнутые. Кроме того, применение замкнутых систем может приводить к появлению неустойчивости процесса наведения в конце этапа сближения.

Приступая к определению оптимального метода наведения, нужно прежде всего задаться схемой формирования управляющих ускорений и, исходя из этого, выбрать наиболее удобную систему координат, в которой будут решаться уравнения движения (см. разд. 2 настоящей главы).

2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И УРАВНЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

ВЕКТОРНОЕ УРАВНЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ

Для полного описания относительного движения перехватчика и цели на этапе сближения достаточно, считая цель материальной точкой, рассмотреть систему с девятью координатами (степенями свободы). Если пренебречь дополнительно взаимосвязью угловых и поступательных движений перехватчика, то можно ограничиться рассмотрением шести координат. Кроме того, если цель не маневрирует, то ее движение с достаточной степенью точности описывается независимыми конечными уравнениями, что позволяет рассматривать только три степени свободы перехватчика относительно цели.

Пренебрегая возмущениями от несферичности Земли, атмосферным сопротивлением и притяжением других небесных тел, запишем векторные уравнения движения для каждого из участвующих во встрече аппаратов:

$$\ddot{\bar{r}}_ц + \frac{\mu}{r_ц^3} \bar{r}_ц = 0, \quad (3.1)$$

$$\ddot{\bar{r}}_п + \frac{\mu}{r_п^3} \bar{r}_п = \bar{a}. \quad (3.2)$$

Здесь $\bar{r}_ц$ и $\bar{r}_п$ — геоцентрические радиусы-векторы цели и перехватчика;

\bar{a} — равнодействующий вектор ускорения от тяги двигателей перехватчика;

μ — гравитационная постоянная Земли.

Вычтем из (3.2) уравнение (3.1)

$$\ddot{\bar{r}}_п - \ddot{\bar{r}}_ц + \mu \left(\frac{\bar{r}_п}{r_п^3} - \frac{\bar{r}_ц}{r_ц^3} \right) = \bar{a} \quad (3.3)$$

и определим вектор дальности от цели до перехватчика

$$\bar{D} = \bar{r}_п - \bar{r}_ц. \quad (3.4)$$

Исключая \bar{r}_n при помощи (3.4) из (3.3) и опуская индекс n , получим

$$\ddot{\bar{D}} + \frac{\mu}{r^3} \left[(\bar{r} + \bar{D}) \left(\frac{r}{\sqrt{r^2 + D^2 + 2r\bar{D}}} \right)^3 - \bar{r} \right] = \bar{a}. \quad (3.5)$$

или

$$\ddot{\bar{D}} + \frac{\mu}{r^3} \left[(\bar{r} + \bar{D}) \left(1 + \frac{D^2}{r^2} + \frac{2r\bar{D}}{r^2} \right)^{-\frac{3}{2}} - \bar{r} \right] = \bar{a}. \quad (3.6)$$

Для этапа сближения можно считать, что отношение D/r намного меньше единицы. (Пусть, например, высота круговой орбиты цели—200 км, тогда $r=6578$ км; при $D=100$ км получим $D/r=0,0152$). Это дает право с точностью до величин второго порядка малости произвести следующую замену:

$$\left(1 + \frac{D^2}{r^2} + \frac{2r\bar{D}}{r^2} \right)^{-\frac{3}{2}} \approx \left(1 + \frac{2r\bar{D}}{r^2} \right)^{-\frac{3}{2}} \approx 1 - 3 \frac{r\bar{D}}{r^2}. \quad (3.7)$$

Подставляя (3.7) в (3.6), будем иметь

$$\ddot{\bar{D}} + \frac{\mu}{r^3} \left[\bar{D} \left(1 - \frac{3r\bar{D}}{r^2} \right) - \bar{r} \frac{3r\bar{D}}{r^2} \right] = \bar{a},$$

или

$$\ddot{\bar{D}} + \frac{\mu}{r^3} \left[\bar{D} - \frac{3r\bar{D}}{r^2} (\bar{r} + \bar{D}) \right] = \bar{a}. \quad (3.8)$$

Уравнение (3.8) с точностью до малых величин второго порядка описывает движение перехватчика относительно цели. Обычно используют еще большее упрощение, пренебрегая \bar{D} по сравнению с \bar{r} во втором члене правой части уравнения (3.8).

В результате получаем общее векторное уравнение относительного движения в окончательном виде

$$\ddot{\bar{D}} + \frac{\mu}{r^3} \left(\bar{D} - 3\bar{r} \frac{r\bar{D}}{r^2} \right) = \bar{a}. \quad (3.9)$$

Иногда удобнее пользоваться вектором дальности от перехватчика до цели; в этом случае в уравнение (3.9) достаточно подставить радиус-вектор перехватчика вместо радиуса-вектора цели и изменить знак вектора управляющего ускорения на обратный.

Обозначая единичный вектор в направлении вектора дальности \bar{D} через \bar{l}_D , а в направлении радиуса-вектора цели \bar{r} — через \bar{l}_r , запишем (3.9) в виде

$$\frac{d^2\bar{D}}{dt^2} = \frac{\mu D}{r^3} (\bar{l}_D - 3\bar{l}_r \cos \psi) = \bar{a}, \quad (3.10)$$

где ψ — угол между вектором дальности и радиусом-вектором цели.

Часто при анализе сближения может оказаться удобным рассматривать разложение вектора относительного гравитационного ускорения \bar{g} на две ортогональные составляющие: g_n — по линии визирования цели и g_h — по нормали к линии визирования в плоскости, образованной вектором относительной дальности и радиусом-вектором цели (вне этой плоскости проекций относительного ускорения не существует):

$$g_n = \frac{\mu D}{r^3} (3 \cos^2 \psi - 1), \quad (3.11)$$

$$g_h = \frac{\mu D}{r^3} 3 \sin \psi \cos \psi,$$

или

$$g_n = \frac{\mu D}{2r^3} (3 \cos 2\psi + 1), \quad (3.12)$$

$$g_h = \frac{\mu D}{2r^3} 3 \sin 2\psi.$$

Нетрудно найти выражения для модуля относительного гравитационного ускорения g и для угла φ , образуемого вектором этого ускорения с линией визирования цели

$$g = \frac{\mu D}{2r^3} \sqrt{2(3 \cos 2\psi + 5)}, \quad (3.13)$$

или для круговой орбиты цели

$$g = \frac{D\omega_u^2}{2} \sqrt{2(3 \cos 2\psi + 5)}; \quad (3.13a)$$

$$\varphi = \arctg \frac{3 \sin 2\psi}{3 \cos 2\psi + 1}. \quad (3.14)$$

На рис. 3.2 и 3.3 приведены зависимости, позволяющие найти значения g_n , g_h и g для различных значений D , r и ψ . График рис. 3.2 построен для постоянной дальности, равной 100 км, и для круговых орбит, для которых $\mu/r^3 = \omega_u^2$, где ω_u — орбитальная угловая скорость цели.

В табл. 3.1 приведены типичные величины составляющих относительного гравитационного ускорения для случая, когда цель находится на круговой орбите высотой 500 км, а перехватчик движется в точку встречи по эллипсу Хомана; угол между

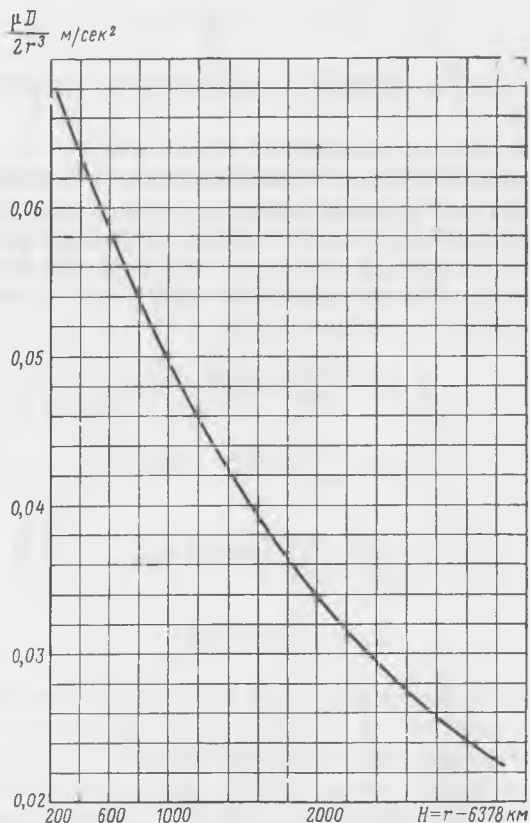


Рис. 3.2. К определению относительного гравитационного ускорения

плоскостями орбит участвующих во встрече аппаратов составляет 2° .

Рассмотрим общие свойства поля относительной гравитации, которое действует на перехватчик, движущийся вблизи цели. Для этого введем правую декартову систему координат с началом в центре масс цели: ось y направим по радиусу-вектору цели, а ось x — ортогонально к оси y в плоскости орбиты цели (в сторону орбитального движения цели).

ψ рад	1,40412	1,42183	1,43929	1,50580
D км	128,7	116,6	104,3	53,4
g_{\perp} м/сек ²	-0,142	-0,132	-0,120	-0,0635
g_{\parallel} м/сек ²	0,0805	0,0540	0,0485	0,0153
g м/сек ²	0,169	0,146	0,131	0,0552

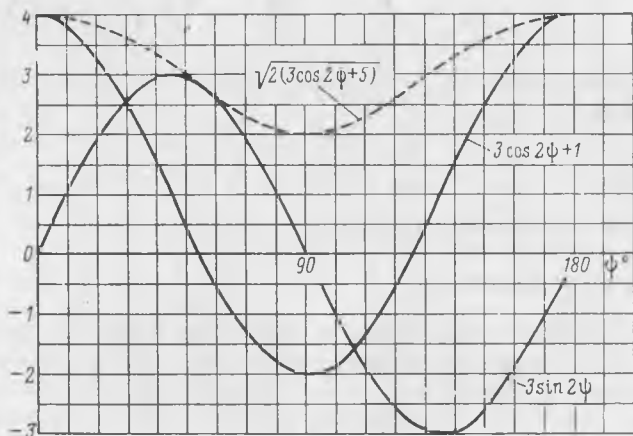


Рис. 3.3. К определению относительного гравитационного ускорения

В этой системе координат можно записать вектор относительного гравитационного ускорения так:

$$\bar{g} = \frac{\mu}{r^3} (-x\bar{i} + 2y\bar{j} - z\bar{k}). \quad (3.15)$$

Здесь \bar{i} , \bar{j} , \bar{k} — единичные векторы системы координат. Поле, создающее ускорение \bar{g} , является потенциальным, без стоков и источников, а его потенциальная функция имеет вид

$$U = \frac{\mu}{r_3} \left(\frac{x^2}{2} + \frac{z^2}{2} - y^2 \right). \quad (3.16)$$

Согласно выражению (3.16), эквипотенциальные поверхности представляют собой однополостные гиперболоиды вращения, а поверхности равных величин ускорения g — сжатые эллипсоиды

вращения. Уравнение силовых линий данного поля записывается в виде

$$y = \frac{\text{const}}{x^2 + z^2}. \quad (3.17)$$

На рис. 3.4 в качестве примера для случая круговой орбиты цели высотой 500 км показаны силовые линии поля относительной гравитации и линии равных величин ускорения в плоскости орбиты цели.

Из выражения (3.13) видно, что если цель движется по эллиптической орбите, то при одной и той же относительной дальности относительное гравитационное ускорение всегда меньше, когда цель находится в апогее, и больше, когда цель находится в перигее своей орбиты. Так как

$$R_a = \frac{P}{1-e} \quad \text{и} \quad R_p = \frac{P}{1+e},$$

то отношение величин ускорения в апогее и перигее можно выразить как

$$\frac{g_a}{g_p} = \left(\frac{1-e}{1+e} \right)^3, \quad (3.18)$$

где e — эксцентриситет орбиты.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Для исследования относительного движения на этапе сближения применяется несколько систем координат, начала которых помещаются в центре масс цели. Поскольку орбита цели обычно известна заранее, то движение начала координат также известно.

Иногда требуется описывать относительное движение в системе координат, связанной с перехватчиком (при оценке бортовых измерений, определении точности приложения управляющих воздействий и т. д.). Перенос начала координат из центра масс цели в центр масс перехватчика выполняется без особого труда, если известен вектор относительной дальности и параметры орбиты перехватчика. В некоторых случаях удобно пользоваться системой координат, связанной с некоторым фиктивным «спутником», движущимся по круговой орбите, близкой к орбитам цели и перехватчика. Все особые случаи будут по мере необходимости рассмотрены ниже.

Перейдем к описанию отдельных систем координат, начала которых совпадают с центром масс цели. Все эти системы координат являются правыми прямоугольными.

Транспортирующая система координат (рис. 3.5). Оси x и y лежат в плоскости орбиты цели и направление их неизменно относительно неподвижных звезд. Ось z в момент начала отсче-

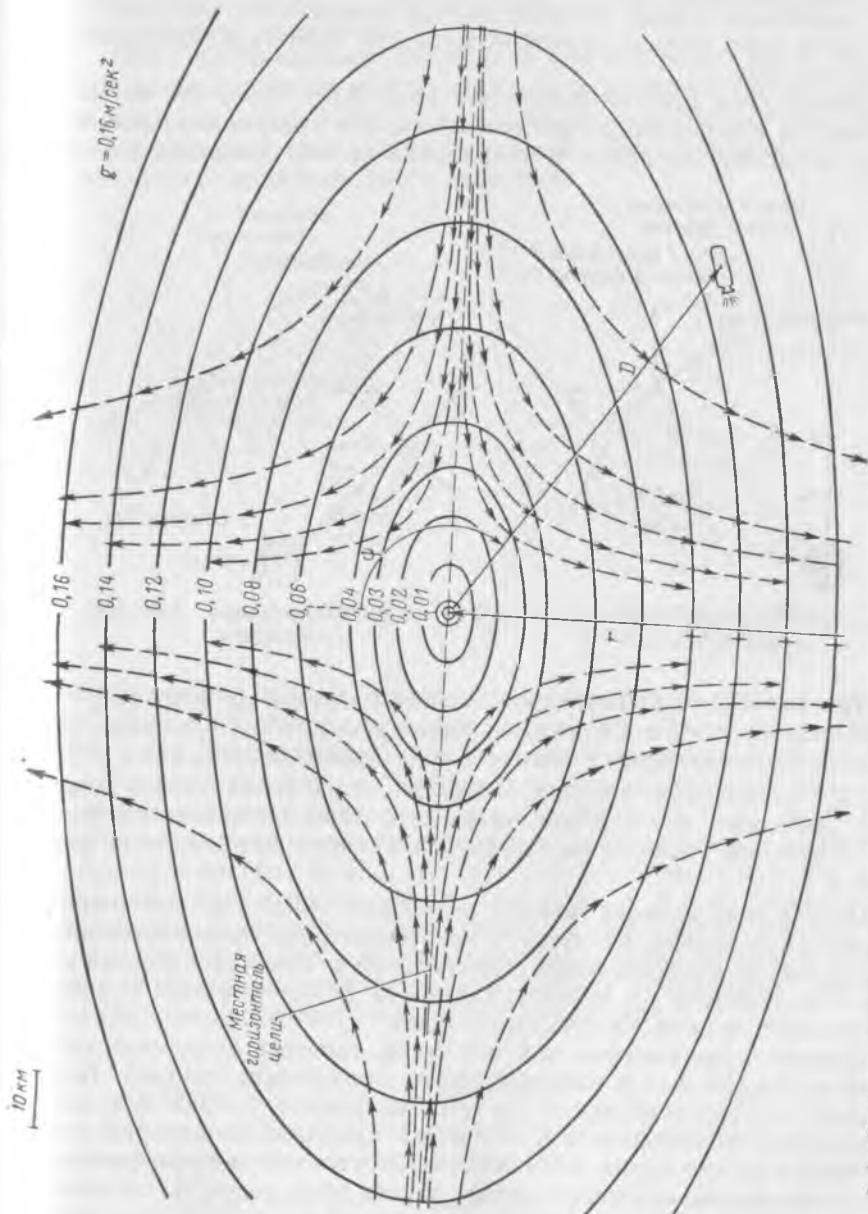


Рис. 3.4. Силовые линии поля относительной гравитации и линии равных величин относительного ускорения

та совпадает по направлению с радиусом-вектором цели; ось x перпендикулярна оси y и направлена в начальный момент в сторону движения. Такая система иногда называется инерциальной; по ее осям обычно ориентируются оси гиросtabilизированной платформы.

Орбитальная система координат (рис. 3.6). Ось y все время направлена вдоль радиуса-вектора цели, ось x нормальна к ней, лежит в плоскости орбиты и направлена против движения.

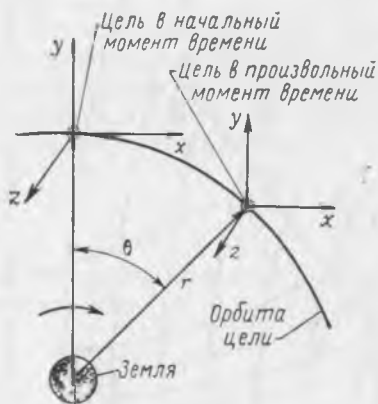


Рис. 3.5. Транспортирующая система координат

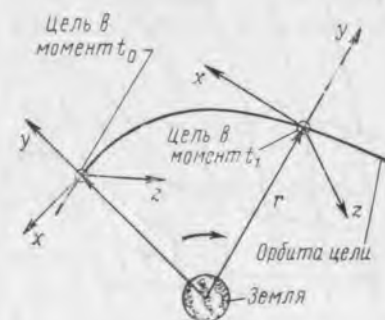


Рис. 3.6. Орбитальная система координат

Лучевая система координат связана с линией («лучом») визирования (рис. 3.7). Ось x направлена вдоль вектора дальности от цели до перехватчика (вдоль линии визирования), ось z совпадает с вектором угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в.}$, ось y дополняет систему координат до правой. Отметим, что оси x и y лучевой системы координат определяют плоскость сближения.

Орбитально-лучевая система координат (рис. 3.8), как показывает ее название, является в некотором роде промежуточной между определенными выше орбитальной и лучевой системами. Ось x направлена по вектору дальности \vec{D} , ось y лежит в плоскости орбиты цели и нормальна к оси x .

Вопрос о применении той или иной системы координат решается каждый раз в зависимости от конкретных условий. Например, транспортирующая система координат удобна для исследования траекторий тем, что в ней кривизна траекторий относительного движения наименьшая (отсутствуют центробежные ускорения из-за вращения осей); кроме того, в этой системе удобно формировать управляющие ускорения, потому что, как уже говорилось, по ее осям часто выставляются оси гиросtabilизированной платформы. С другой стороны, при использовании орбитальной системы координат наиболее проста запись уравне-

ний движения, так как в этой системе проще всего выражается радиус-вектор цели и, следовательно, вектор относительного гравитационного ускорения.

При использовании лучевой и орбитально-лучевой систем уравнения движения можно записывать непосредственно в измеряемых параметрах D , \dot{D} и $\omega_{л.в.}$. Общим недостатком этих уравнений являются громоздкие выражения для составляющих относительного гравитационного ускорения.

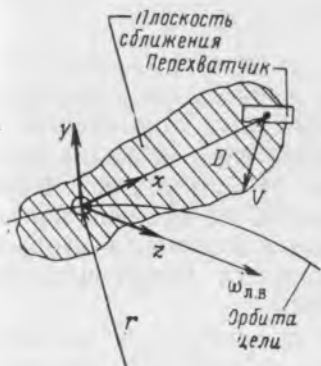


Рис. 3.7. Лучевая система координат

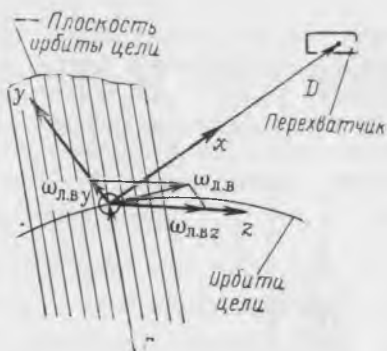


Рис. 3.8. Орбитально-лучевая система координат

Каждую из рассмотренных систем координат можно связать с любой другой путем последовательных поворотов на три угла. В работах, посвященных исследованию операции встречи, для этой цели применяется совокупность так называемых «модифицированных углов Эйлера» (см., например, [9, 22]). Пусть требуется найти зависимость для перехода от системы координат I ($x_1 y_1 z_1$) к системе II ($x_2 y_2 z_2$) (рис. 3.9). Для этого используются три последовательных поворота на углы α , β и γ . Сначала выполняется поворот на угол α вокруг оси z_1 , затем поворот на угол β вокруг новой оси y' и, наконец, поворот на угол γ вокруг оси x_2 . Матрица преобразования любого трехмерного вектора из системы координат I в систему II имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha \cos \beta & -\sin \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma - & \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma + & \cos \beta \sin \gamma \\ -\sin \alpha \cos \gamma & +\cos \alpha \cos \gamma & \\ \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma + & \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - & \cos \beta \cos \gamma \\ +\sin \alpha \sin \gamma & -\cos \alpha \sin \gamma & \end{pmatrix} \quad (3.19)$$

Элементы матрицы A представляют собой направляющие косинусы осей системы II в системе I. Таким образом, строки

матрицы A можно рассматривать как единичные векторы осей системы II, записанные в проекциях на оси системы I. Например, первая строка матрицы A представляется в виде

$$\bar{a}_{x_{II}} = (a_{11}, a_{12}, a_{13})^T, \quad (3.20)$$

где T — знак транспонирования,

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \alpha \cos \beta, \\ a_{12} &= \sin \alpha \cos \beta, \\ a_{13} &= -\sin \beta. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Здесь $\bar{a}_{x_{II}}$ — единичный вектор оси x_2 , записанный в проекциях на оси x_1, y_1, z_1 . Пусть система II вращается относительно системы I с угловой скоростью $\bar{\omega}$, проекции которой на оси системы II суть p, q и r . Производная по времени подвижного единичного вектора выражается следующим образом:

$$\dot{\bar{a}}_{x_{II}} = \bar{\omega} \times \bar{a}_{x_{II}},$$

откуда

$$\begin{aligned} \dot{a}_{11} &= a_{13}q_1 - a_{12}r_1, \\ \dot{a}_{12} &= a_{11}r_1 - a_{13}p_1, \\ \dot{a}_{13} &= a_{12}p_1 - a_{11}q_1, \end{aligned} \quad (3.22)$$

где p_1, q_1, r_1 — проекции вектора $\bar{\omega}$ на оси системы I, которые связаны с проекциями p, q, r посредством обратной матрицы $A^{-1} = A^T$:

$$\begin{pmatrix} p_1 \\ q_1 \\ r_1 \end{pmatrix} = A^T \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}.$$

С другой стороны, непосредственно дифференцируя выражения (3.21), получим

$$\begin{aligned} \dot{a}_{11} &= -\dot{\alpha} \sin \alpha \cos \beta - \dot{\beta} \cos \alpha \sin \beta, \\ \dot{a}_{12} &= \dot{\alpha} \cos \alpha \cos \beta - \dot{\beta} \sin \alpha \sin \beta, \\ \dot{a}_{13} &= -\dot{\beta} \cos \beta. \end{aligned} \quad (3.23)$$

Приравнивая правые части уравнений (3.22) и (3.23) друг другу, можно выразить скорости изменения углов поворота $\alpha,$

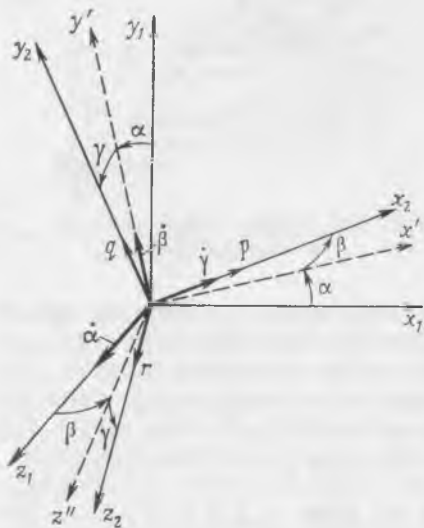


Рис. 3.9. Переход от одной системы координат к другой

β , γ через проекции p , q и r . Используя для этого все элементы матрицы A , получим девять уравнений относительно трех неизвестных ($\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ и $\dot{\gamma}$). Выбрав из них наиболее удобные и выполнив необходимые преобразования, получим:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \frac{q \sin \gamma + r \cos \gamma}{\cos \beta}, \\ \dot{\beta} &= q \cos \gamma - r \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} &= \dot{\alpha} \sin \beta + p.\end{aligned}\tag{3.24}$$

Уравнениями (3.24) неудобно пользоваться, когда угол β близок к $\frac{\pi}{2}$ или $\frac{3\pi}{2}$, при этом согласно (3.24) производные $\dot{\alpha}$ и $\dot{\gamma}$ стремятся к бесконечности. На самом же деле указанные производные принимают конечные значения, в чем легко убедиться, разрешив уравнения (3.24) относительно угловых скоростей и подставив $\beta = \frac{\pi}{2}$. В результате будем иметь

$$q \sin \gamma + r \cos \gamma = 0.$$

Сравнивая полученное выражение с первым уравнением (3.24) при $\beta = \frac{\pi}{2}$, можно видеть, что числитель и знаменатель этого уравнения одновременно обращаются в нуль. Раскрывая обычным способом неопределенность, найдем уравнения для $\dot{\alpha}$ и $\dot{\gamma}$, не вырождающиеся в критическом диапазоне (уравнение для $\dot{\beta}$ остается прежним):

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \frac{1}{2} p - \frac{1}{2\beta} (\dot{q} \sin \gamma + \dot{r} \cos \gamma); \\ \dot{\gamma} &= -\frac{1}{2} p - \frac{1}{2\beta} (\dot{q} \sin \gamma + \dot{r} \cos \gamma).\end{aligned}\tag{3.25}$$

Уравнения (3.19) и (3.24) будут использоваться ниже для записи вектора относительного гравитационного ускорения в лучевой и орбитально-лучевой системах координат.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Уравнения относительного движения получают проектированием векторного уравнения (3.8) или (3.9) на оси выбранной системы координат. Для этого общее векторное уравнение движения удобно представить в виде

$$\ddot{\bar{D}} = \bar{g} + \bar{a}\tag{3.26}$$

(где \bar{g} — вектор относительного гравитационного ускорения; \bar{a} — вектор управляющего ускорения) и рассматривать члены этого уравнения в отдельности.

Введем центральный угол θ , на который поворачивается радиус-вектор цели за рассматриваемый интервал времени. Тогда на основании уравнений орбитального движения имеем

$$\frac{\mu}{r^3} = \omega_{ц}^2 \frac{r}{p} = \frac{\dot{\theta}^2}{1 + e \cos(\theta_0 + \theta)},$$

где $\omega_{ц} = \dot{\theta}$ — угловая скорость орбитального движения цели; e — эксцентриситет; θ_0 — угол θ в момент начала отсчета; p — параметр орбиты цели. Вектор относительного гравитационного ускорения в зависимости от количества учитываемых членов разложения записывается как

$$\bar{g} = \omega_{ц}^2 \frac{r}{p} \left[3 \frac{\bar{r}\bar{D}}{r^2} (\bar{r} + \bar{D}) - \bar{D} \right] \quad (3.27)$$

или

$$\bar{g} = \omega_{ц}^2 \frac{r}{p} \left[3\bar{r} \frac{(\bar{r}\bar{D})}{r^2} - \bar{D} \right]. \quad (3.28)$$

Получим сначала уравнения относительного движения в транспортирующей системе координат. Векторы \bar{D} и \bar{r} имеют в этой системе следующие проекции:

$$\begin{aligned} D_x &= x; & D_y &= y; & D_z &= z; \\ r_x &= r \sin \theta; & r_y &= r \cos \theta; & r_z &= 0. \end{aligned}$$

Отсюда

$$\bar{r}\bar{D} = r(x \sin \theta + y \cos \theta).$$

Таким образом, проекции вектора относительного гравитационного ускорения в соответствии с уравнением (3.28) имеют вид

$$\begin{aligned} g_x &= \omega_{ц}^2 \frac{r}{p} [3y \sin \theta \cos \theta - x(1 - 3 \sin^2 \theta)], \\ g_y &= \omega_{ц}^2 \frac{r}{p} [3x \sin \theta \cos \theta - y(1 - 3 \cos^2 \theta)], \\ g_z &= -\omega_{ц}^2 \frac{r}{p} z. \end{aligned} \quad (3.29)$$

Помимо того, так как оси рассматриваемой системы координат не вращаются, имеем

$$\ddot{\bar{D}} = (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})^T.$$

Теперь можно спроектировать уравнение (3.9) на оси транспортирующей системы координат

$$\begin{aligned}\ddot{x} + \omega_{\text{ц}}^2 \frac{r}{p} [x(1 - 3 \sin^2 \theta) - 3y \sin \theta \cos \theta] &= a_x, \\ \ddot{y} + \omega_{\text{ц}}^2 \frac{r}{p} [y(1 - 3 \cos^2 \theta) - 3x \sin \theta \cos \theta] &= a_y, \\ \ddot{z} + \omega_{\text{ц}}^2 \frac{r}{p} z &= a_z.\end{aligned}\quad (3.30)$$

Здесь a_x, a_y, a_z — проекции управляющего ускорения на оси транспортирующей системы координат. Для случая круговой орбиты цели, когда $\dot{\theta} = \omega_{\text{ц}} = \text{const}$, $r = p$, имеем

$$\begin{aligned}\ddot{x} + \omega_{\text{ц}}^2 [x(1 - 3 \sin^2 \omega_{\text{ц}} t) - 3y \sin \omega_{\text{ц}} t \cos \omega_{\text{ц}} t] &= a_x, \\ \ddot{y} + \omega_{\text{ц}}^2 [y(1 - 3 \cos^2 \omega_{\text{ц}} t) - 3x \sin \omega_{\text{ц}} t \cos \omega_{\text{ц}} t] &= a_y, \\ \ddot{z} + \omega_{\text{ц}}^2 z &= a_z.\end{aligned}\quad (3.31)$$

Таким образом, в транспортирующей системе координат относительное движение описывается дифференциальными уравнениями с переменными коэффициентами.

Для решения системы (3.30) при отсутствии ускорений от тяги угол θ необходимо выразить в функции времени, для чего нужно решать трансцендентное уравнение Кеплера. Однородные уравнения, соответствующие системе (3.31), решать проще, но применяемая для их решения подстановка приводит к орбитальной системе координат. Таким образом, целесообразнее сначала записать уравнения движения в орбитальной системе координат, решить их и затем преобразовать к исходной транспортирующей системе координат при помощи матрицы

$$A_{\text{о.т}} = \begin{pmatrix} -\cos \theta & \sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}.$$

Перейдем к уравнениям в орбитальной системе координат. Радиус-вектор цели в этой системе имеет координаты

$$r_x = 0; \quad r_y = r; \quad r_z = 0,$$

откуда $r\bar{D} = yr$.

Вектор относительного гравитационного ускорения \bar{g} в формуле (3.28) разлагается в орбитальной системе на следующие проекции:

$$\begin{aligned} g_x &= -\omega_{\Pi}^2 \frac{r}{p} x; \\ g_y &= 2\omega_{\Pi}^2 \frac{r}{p} y; \\ g_z &= -\omega_{\Pi}^2 \frac{r}{p} z. \end{aligned} \quad (3.32)$$

Так как орбитальные оси x и y поворачиваются вокруг оси z с угловой скоростью ω_{Π} , для векторов \bar{D} и $\ddot{\bar{D}}$ в этой системе получаются более сложные выражения:

$$\bar{D} = [(\dot{x} - y\omega_{\Pi}), (\dot{y} + x\omega_{\Pi}), \dot{z}], \quad (3.33)$$

$$\ddot{\bar{D}} = [(\ddot{x} - 2\dot{y}\omega_{\Pi} - x\omega_{\Pi}^2 - y\dot{\omega}_{\Pi}), (\ddot{y} + 2\dot{x}\omega_{\Pi} - y\omega_{\Pi}^2 + x\dot{\omega}_{\Pi}), \ddot{z}].$$

Подставляя выражения (3.32) и (3.33) в уравнение (3.26), получим уравнение движения в проекциях на оси орбитальной системы координат:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{y}\omega_{\Pi} + \omega_{\Pi}^2 \left(\frac{r}{p} - 1 \right) x - \dot{\omega}_{\Pi} y &= a_x, \\ \ddot{y} + 2\dot{x}\omega_{\Pi} - \omega_{\Pi}^2 \left(2 \frac{r}{p} + 1 \right) y + \dot{\omega}_{\Pi} x &= a_y, \\ \ddot{z} + \omega_{\Pi}^2 \frac{r}{p} z &= a_z, \end{aligned} \quad (3.34)$$

где a_x, a_y, a_z — проекции управляющего ускорения на соответствующие оси орбитальной системы.

Для круговой орбиты цели система (3.34) приобретает вид

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega_{\Pi}\dot{y} &= a_x, \\ \ddot{y} + 2\omega_{\Pi}\dot{x} - 3\omega_{\Pi}^2 y &= a_y, \\ \ddot{z} + \omega_{\Pi}^2 z &= a_z. \end{aligned} \quad (3.35)$$

Однородные уравнения, соответствующие системе (3.35), имеют следующие решения:

$$\begin{aligned} x &= 2 \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega_{\Pi}} - 3y_0 \right) \sin \omega_{\Pi} t - 2 \frac{\dot{y}_0}{\omega_{\Pi}} \cos \omega_{\Pi} t + \\ &+ \left(6y_0 - 3 \frac{\dot{x}_0}{\omega_{\Pi}} \right) \omega_{\Pi} t + x_0 + 2 \frac{\dot{y}_0}{\omega_{\Pi}}, \\ y &= \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega_{\Pi}} - 3y_0 \right) \cos \omega_{\Pi} t + \frac{\dot{y}_0}{\omega_{\Pi}} \sin \omega_{\Pi} t + 4y_0 - 2 \frac{\dot{x}_0}{\omega_{\Pi}}, \\ z &= z_0 \cos \omega_{\Pi} t + \frac{\dot{z}_0}{\omega_{\Pi}} \sin \omega_{\Pi} t. \end{aligned} \quad (3.36)$$

Известны также решения системы (3.35) для различных видов правых частей. Для постоянных проекций ускорений на орбитальные оси решение приведено в работе [43]. Предпринимались попытки решить однородные уравнения, соответствующие уравнениям (3.34), для случая эллиптических орбит цели. Получены приближенные решения при малых эксцентриситетах [90] и при произвольных эксцентриситетах [85]. В работе [16] выведена матрица изохронных производных для общего случая, позволяющая по начальным координатам (отклонениям от кеплеровой орбиты) получить значения координат через известный промежуток времени.

В работе [55] приведены более точные уравнения относительного движения для случая круговой орбиты цели, учитывающие члены вплоть до второго порядка отношения (D/r) :

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega_{\text{ц}} \dot{y} - 3\omega_{\text{ц}}^4 xy &= a_x, \\ \ddot{y} + 2\omega_{\text{ц}} \dot{x} - 3\omega_{\text{ц}}^2 y + 3\omega_{\text{ц}}^4 y^2 - \frac{3}{2} \omega_{\text{ц}}^4 (x^2 + y^2) &= a_y, \quad (3.35a) \\ \ddot{z} + \omega_{\text{ц}}^2 z - 3\omega_{\text{ц}}^4 yz &= a_z. \end{aligned}$$

В этой же работе приведены решения соответствующих однородных уравнений.

При выводе уравнений движения в лучевой и орбитально-лучевой системах координат особую сложность представляет запись проекций вектора относительного гравитационного ускорения. Начнем с преобразования вектора $\overline{\overline{D}}$. Угловая скорость вращения лучевой системы координат в проекциях на оси этой же системы имеет вид

$$\overline{\omega} = (\omega_x, 0, \omega_{\text{л.в}})^T.$$

Здесь ω_x — угловая скорость вращения лучевой системы координат вокруг линии визирования (скорость вращения плоскости сближения), а скорость ω_y равна нулю. Вектор \overline{D} записывается как $\overline{D} = (D, 0, 0)^T$. Выполняя последовательно дифференцирование будем иметь

$$\begin{aligned} \dot{\overline{D}} &= (\dot{D}, D\omega_{\text{л.в}}, 0)^T, \\ \ddot{\overline{D}} &= [(\ddot{D} - D\omega_{\text{л.в}}^2), (D\dot{\omega}_{\text{л.в}} + 2\dot{D}\omega_{\text{л.в}}), D\omega_{\text{л.в}}\omega_x]^T. \quad (3.37) \end{aligned}$$

Для получения проекций вектора относительного гравитационного ускорения нужно воспользоваться их записью в транспортирующей или орбитальной системе координат и соответ-

вующей матрицей перехода. (Удобнее пользоваться транспортирующей системой координат, так как в этом случае не нужно дополнительное преобразование вектора угловой скорости $\bar{\omega}$). Если переход от транспортирующей системы координат к лучевой осуществляется тремя поворотами на углы α , β и γ , то для преобразований применима матрица (3.19). Вектор гравитационного ускорения в проекциях на оси транспортирующей системы записывается в виде (для простоты будем считать орбиту цели круговой, а векторы изображать в виде векторов-столбцов):

$$\bar{g}_T = \omega_{\text{п}}^2 \begin{pmatrix} 3y \sin \theta \cos \theta - x(1 - 3 \sin^2 \theta) \\ 3x \sin \theta \cos \theta - y(1 - 3 \cos^2 \theta) \\ -z \end{pmatrix}. \quad (3.38)$$

Преобразование вектора гравитационного ускорения из транспортирующей в лучевую систему координат осуществляется по формуле

$$\bar{g}_L = A_{T,L} \bar{g}_T, \quad (3.39)$$

где матрица $A_{T,L}$ определяется уравнением (3.19). Проекции x , y и z вектора дальности \bar{D} на оси транспортирующей системы, необходимые для вычисления \bar{g}_T , получаем при помощи обратной матрицы $A_{T,L}^{-1} = A_{T,L}^T = A_{L,T}$:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = A_{L,T} \bar{D} = A_{L,T} \begin{pmatrix} D \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Отсюда

$$\begin{aligned} x &= D \cos \alpha \cos \beta, \\ y &= D \sin \alpha \cos \beta, \\ z &= -D \sin \beta. \end{aligned} \quad (3.40)$$

Подставляя значения x , y , z в уравнение (3.38), а полученный результат — в уравнение (3.39), найдем проекции вектора относительного гравитационного ускорения на оси лучевой системы координат.

Производные углов α , β и γ определяются на основании уравнений (3.24), где для настоящего случая

$$\begin{aligned} p &= \omega_x, \\ q &= 0, \\ r &= \omega_{L,B}. \end{aligned}$$

Выполнив все указанные преобразования, получим следующие уравнения движения в лучевой системе координат:

$$\begin{aligned} \ddot{D} - D\omega_{л.в}^2 &= a_x + \omega_u^2 D [3 \sin^2(\alpha + \theta) \cos^2 \beta - 1], \\ D\omega_{л.в} + 2\dot{D}\omega_{л.в} &= a_y + 3\omega_u^2 D \sin(\alpha + \theta) \cos \beta [\sin(\alpha + \theta) \sin \beta \sin \gamma + \\ &\quad + \cos(\alpha + \theta) \cos \gamma], \quad (3.41) \\ D\omega_{л.в}\omega_x &= a_z + 3\omega_u^2 D \sin(\alpha + \theta) \cos \beta [\sin(\alpha + \theta) \sin \beta \cos \gamma - \\ &\quad - \cos(\alpha + \theta) \sin \gamma], \\ \dot{\alpha} &= \omega_{л.в} \frac{\cos \gamma}{\cos \beta}, \\ \dot{\beta} &= -\omega_{л.в} \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} &= \omega_{л.в} \cos \gamma \operatorname{tg} \beta + \omega_x, \end{aligned}$$

где a_x , a_y , a_z — проекции управляющего ускорения на соответствующие оси лучевой системы координат.

Система уравнений (3.41) отличается следующими особенностями:

1) третье уравнение не является дифференциальным и может быть разрешено относительно ω_x — угловой скорости вращения плоскости сближения вокруг линии визирования;

2) если считать гравитационное ускорение пренебрежимо малым по сравнению с ускорением от тяги, то необходимость в трех последних уравнениях отпадает, так как изменение параметров D , \dot{D} , ω_x и $\omega_{л.в}$ перестает зависеть от ориентации вектора дальности относительно инерциального пространства;

3) при отсутствии относительного гравитационного ускорения три первых уравнения системы распадаются на две группы: два дифференциальных уравнения (одно из них — второго порядка) описывают изменение параметров движения D , \dot{D} и $\omega_{л.в}$ в плоскости сближения, а третье (алгебраическое) уравнение характеризует вращение этой плоскости вокруг линии визирования.

В тех случаях, когда относительным гравитационным ускорением пренебречь нельзя, применение уравнений (3.41) для анализа сближения вряд ли целесообразно вследствие их сложности. Некоторые дополнительные сведения об использовании лучевой системы координат для анализа сближения можно найти в работе [39].

Перейдем к орбитально-лучевой системе координат. Ввиду того что ось z этой системы не совпадает с вектором угловой скорости линии визирования (как это было в случае лучевой системы), полный вектор угловой скорости вращения рассматриваемой

мой системы координат относительно инерциального пространства будет иметь вид

$$\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T.$$

Как и прежде, дважды продифференцировав вектор дальности

$$\bar{D} = (D, 0, 0)^T,$$

получим

$$\begin{aligned} \dot{\bar{D}} &= (\dot{D}, \omega_z D, -\omega_y \dot{D})^T, \\ \ddot{\bar{D}} &= [\dot{D} - (\omega_y^2 + \omega_z^2) D; (\omega_z + \omega_x \omega_y) D + 2\omega_z \dot{D}, \\ &(-\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z) D - 2\omega_y \dot{D}]^T. \end{aligned} \quad (3.42)$$

Для нахождения проекций вектора относительного гравитационного ускорения на оси орбитально-лучевой системы координат можно было бы выполнить все те же операции, что и для лучевой системы. Поскольку переход от транспортирующей системы к орбитально-лучевой системе координат отличается от перехода к лучевой системе лишь отсутствием поворота на угол γ , то достаточно взять проекции относительного гравитационного ускорения на оси лучевой системы координат и подставить в них $\gamma=0$. Уравнения для углов поворота α , β и для проекции угловой скорости ω_x найдем, подставив в уравнения (3.24)

$$p = \omega_x; \quad q = \omega_y; \quad r = \omega_z; \quad \dot{\gamma} = 0; \quad \gamma = 0.$$

Таким образом, окончательно получим

$$\begin{aligned} \dot{D} - (\omega_y^2 + \omega_z^2) D &= a_x + \omega_n^2 D [3 \sin^2(\alpha + \theta) \cos^2 \beta - 1], \\ &(\omega_z + \omega_x \omega_y) D + 2\omega_z \dot{D} = \\ &= a_y + \frac{3}{2} \omega_n^2 D \cos \beta \sin 2(\alpha + \theta), \end{aligned} \quad (3.43)$$

$$\begin{aligned} &(-\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z) D - 2\omega_y \dot{D} = \\ &= a_z + \frac{3}{2} \omega_n^2 D \sin 2\beta \sin^2(\alpha + \theta), \end{aligned}$$

$$\omega_x = -\omega_z \operatorname{tg} \beta,$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z / \cos \beta,$$

$$\dot{\beta} = \omega_y,$$

где a_x , a_y , a_z — проекции управляющего ускорения на оси орбитально-лучевой системы координат.

Рассмотренные выше уравнения движения в проекциях на оси транспортирующей, орбитальной, лучевой и орбитально-лу-

чевой систем координат основываются на линеаризованном векторном уравнении относительного движения перехватчика и цели. Однородные уравнения для каждой из полученных систем уравнений можно решать аналитически. В частности, записанные выше решения для орбитальной системы координат (3.36) можно преобразовать в любую другую систему координат при помощи матрицы A [уравнение (3.19)] при соответствующем определении углов α , β и γ . Однако при эллиптической орбите цели даже линеаризованные уравнения движения, которые можно в принципе решить аналитически, приводят к столь громоздким выражениям, что возникает вопрос о целесообразности их использования при исследовании сближения.

Таково же положение и с уточненным (нелинейным) векторным уравнением движения. На быстродействующей ЦВМ расчет траекторий сближения можно обеспечить с меньшими затратами машинного времени и с большей точностью путем численного интегрирования исходных дифференциальных уравнений, чем путем громоздких аналитических решений.

В каждом отдельном случае нужно уделять большое внимание выбору системы координат и уравнений движения, которые будут применяться при исследовании сближения. Дальнейшее изложение мы построим в основном на линеаризованных уравнениях движения, которые в рассматриваемом диапазоне начальных дальностей (100—150 км) и продолжительности сближения (до половины периода обращения цели) обеспечивают вполне удовлетворительную точность.

Помимо перечисленных систем координат применяются еще другие системы, необходимые для решения вопросов о реализации методов наведения. Эти системы будут приведены в разд. 11 настоящей главы.

3. ОПТИМАЛЬНЫЕ ПРОГРАММЫ СБЛИЖЕНИЯ

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ

Задаче оптимального сближения посвящено большое количество трудов [7, 8, 10, 12, 18, 19, 24, 36, 50, 57, 67, 77, 86]. Рассмотрим эту задачу в общей постановке.

Дано векторное уравнение относительного движения

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}(\bar{x}, t) + \bar{u} \frac{cm}{m}, \quad (3.44)$$

где \bar{x} — шестимерный фазовый вектор системы, компоненты которого представляют собой проекции векторов относительной дальности и относительной скорости перехватчика на оси выбранной системы координат;

- $\vec{f}(\bar{x}, t)$ — векторная функция фазового вектора и времени, характеризующая гравитационное ускорение;
 \bar{u} — единичный вектор ускорения от тяги двигателя перехватчика;
 c — скорость истечения (принята постоянной);
 m — масса перехватчика;
 \dot{m} — массовый секундный расход топлива, который может изменяться в диапазоне от 0 до \dot{m}_{\max} .

Заданы также начальные условия

$$\bar{x}(t_0) = \bar{x}_0, \quad (3.45)$$

конечные условия

$$\bar{x}(t_K) = \bar{0} \quad (3.45a)$$

(где $\bar{0}$ — нулевой шестимерный вектор) и связь, наложенная на единичный вектор управляющего ускорения,

$$F(\bar{u}) = 0 \text{ или } F(\bar{u}) \leq 0. \quad (3.45b)$$

Требуется выбрать такие зависимости $\bar{u}(t)$, $\dot{m}(t)$, а затем, если возможно $\bar{u}(\bar{x})$, $\dot{m}(\bar{x})$, чтобы минимизировался функционал

$$I_t = \int_{t_0}^{t_K} dt = T \quad (3.46)$$

или

$$I_m = \int_{t_0}^{t_K} m dt = m_T, \quad (3.47)$$

- где t_0 — начальный момент времени;
 t_K — время окончания сближения;
 T — продолжительность сближения;
 m_T — масса израсходованного топлива.

При минимизации одного из функционалов значение другого может ограничиваться сверху.

ПЕРЕХВАТЧИК С ПРОДОЛЬНЫМИ И ПОПЕРЕЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Пусть перехватчик располагает тремя парами ортогонально расположенных двигателей, линии действия сил тяги которых проходят через центр масс и совпадают по направлению с геометрическими осями корпуса перехватчика. (Такую систему координат будем называть связанной системой). Выбор опорной системы координат, с которой система управления ориентацией совмещает оси связанной системы координат и, следовательно, линии действия сил тяги двигателей, в достаточной степени произволен и определяется главным образом удобствами реализа-

ции системы управления полетом, а также возможностями ее анализа. Однако такой выбор, несомненно, идет в ущерб оптимизации, так как вносит в задачу дополнительные ограничения (см. выше разд. 1). Не останавливаясь более на вопросе о выборе опорной системы координат, примем, что связанные оси перехватчика ориентируются вдоль осей орбитальной системы координат, начало которой совпадает с целью. Таким образом, задача оптимизации сближения сводится к отысканию оптимальной программы управления секундным расходом топлива для каждого из шести двигателей перехватчика.

Для решения этой задачи воспользуемся принципом максимума Понтрягина [11]. Для простоты положим, что цель обращается по круговой орбите с орбитальной угловой скоростью $\omega_{ц}$. Кроме того, примем, что скорость истечения c и максимальный секундный расход \dot{m}_{\max} для всех двигателей одинаковы. Тогда, учитывая уравнения (3.35), можно записать:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= 2\omega_{ц}x_4 + u_1u_4 \frac{c}{x_7}, \\ \dot{x}_3 &= x_4, \\ \dot{x}_4 &= 3\omega_{ц}^2x_3 - 2\omega_{ц}x_2 + u_3u_4 \frac{c}{x_7}, \\ \dot{x}_5 &= x_6, \\ \dot{x}_6 &= -\omega_{ц}^2x_5 + u_5u_6 \frac{c}{x_7}, \\ \dot{x}_7 &= -u_1 - u_3 - u_5. \end{aligned} \quad (3.48)$$

Здесь $x_1 = x$; $x_2 = \dot{x}$; $x_3 = y$; $x_4 = \dot{y}$; $x_5 = z$; $x_6 = \dot{z}$; $x_7 = m$ — масса перехватчика;

u_i ($i=1, 3, 5$) — параметры дросселирования для i -й пары двигателей: $0 \leq u_i \leq -m_{\max}$;

u_{i+1} — сигналы на переключение i -й пары двигателей: $u_{i+1} = \pm 1$.

Задача имеет следующие начальные и конечные условия:

$$\begin{aligned} x_{10} &= x_0; \quad x_{20} = \dot{x}_0; \quad x_{30} = y_0; \quad x_{40} = \dot{y}_0; \\ x_{50} &= z_0; \quad x_{60} = \dot{z}_0; \quad x_{70} = m_0; \end{aligned} \quad (3.49)$$

$$x_{1к} = x_{2к} = x_{3к} = x_{4к} = x_{5к} = x_{6к} = 0; \quad x_{7к} = \text{var}. \quad (3.50)$$

Требуется найти оптимальную программу сближения, т. е. такие зависимости $u_i(t)$ и $u_{i+1}(t)$, которые минимизировали бы функционал (3.46) или (3.47).

Рассмотрим сначала задачу о наименьшей продолжительности сближения. Гамильтониан, максимизировать который необходимо для решения задачи, имеет вид:

$$\begin{aligned}
 H = & \Psi_1 x_2 + \Psi_2 \left(2\omega_{\text{н}} x_4 + u_1 u_2 \frac{c}{x_7} \right) + \\
 & + \Psi_3 x_4 + \Psi_4 \left(3\omega_{\text{н}}^2 x_3 - 2\omega_{\text{н}} x_2 + u_3 u_4 \frac{c}{x_7} \right) + \\
 & + \Psi_5 x_6 + \Psi_6 \left(-\omega_{\text{н}}^2 x_5 + u_5 u_6 \frac{c}{x_7} \right) - \\
 & - \Psi_7 (u_1 + u_3 + u_5) = u_1 \left(\Psi_2 u_2 \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \right) + \\
 & + u_3 \left(\Psi_4 u_4 \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \right) + u_5 \left(\Psi_6 u_6 \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \right) + \\
 & + \Psi_1 x_2 + \Psi_2 2\omega_{\text{н}} x_4 + \Psi_3 x_4 (3\omega_{\text{н}}^2 x_3 - 2\omega_{\text{н}} x_2) + \\
 & + \Psi_5 x_6 - \Psi_6 \omega_{\text{н}}^2 x_5, \tag{3.51}
 \end{aligned}$$

где Ψ_n — сопряженные переменные ($n=1, 2, \dots, 7$). Уравнения для сопряженных переменных Ψ_i запишем как

$$\dot{\Psi}_n = -\partial H / \partial x_n, \quad (n=1, 2, \dots, 7).$$

Следовательно, сопряженная система имеет вид:

$$\begin{aligned}
 \dot{\Psi}_1 &= 0, \\
 \dot{\Psi}_2 &= -\Psi_1 + 2\omega_{\text{н}} \Psi_4, \\
 \dot{\Psi}_3 &= -3\omega_{\text{н}}^2 \Psi_4, \\
 \dot{\Psi}_4 &= -\Psi_3 - 2\omega_{\text{н}} \Psi_2, \\
 \dot{\Psi}_5 &= \omega_{\text{н}}^2 \Psi_6, \\
 \dot{\Psi}_6 &= -\Psi_5, \\
 \dot{\Psi}_7 &= (\Psi_2 u_1 u_2 + \Psi_4 u_3 u_4 + \Psi_6 u_5 u_6) \frac{c}{x_7}^2.
 \end{aligned} \tag{3.52}$$

Из необходимости максимизации гамильтониана (3.51) сразу следует условие оптимального переключения двигателей:

$$u_{i+1} = 1 \operatorname{sign}(\Psi_{i+1}) \quad (i=1, 3, 5). \tag{3.53}$$

Это условие показывает, какой из двигателей i -й пары должен быть включен, а какой выключен. При $u_{i+1} = 1$ включается двигатель, создающий тягу в положительном направлении данной оси, при $u_{i+1} = -1$ включается двигатель, создающий тягу в противоположном направлении.

Если переключение двигателей будет осуществляться оптимально, т. е. в соответствии с условием (3.53), то первые три члена выражения (3.51) можно переписать в виде

$$H_1 = \sum_{i=1,3,5} u_i \left(|\Psi_{i+1}| \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \right) = \sum_i u_i B_i. \quad (3.54)$$

Отсюда следует, что для максимизации H_1 и, следовательно, H двигатели должны быть или включены с максимальной тягой, когда выражение в скобках в уравнении (3.54), т. е. величина B_i больше нуля, или выключены совсем, когда выражение в скобках меньше нуля. Для того чтобы узнать, когда двигатели должны быть выключены, рассмотрим последнее уравнение системы (3.52). Учитывая условие оптимальности (3.53), получим

$$\dot{\Psi}_7 = (|\Psi_2| u_1 + |\Psi_4| u_3 + |\Psi_6| u_5) \frac{c}{x_7^2}. \quad (3.55)$$

Рассматривая отдельно каждый из сомножителей правой части уравнения (3.55), нетрудно убедиться, что производная $\dot{\Psi}_7$ не может быть меньше нуля и, следовательно, переменная Ψ_7 есть неубывающая функция времени. Кроме того, так как конечное значение переменной x_7 произвольно, то согласно работе [11] конечное значение сопряженной ей переменной $\Psi_7 = 0$.

Следовательно, на всем протяжении полета Ψ_7 не превышает нулевого значения, т. е. $\Psi_7 \leq 0$. Поэтому для каждого значения i выражение в скобках в уравнении (3.54) должно быть больше или равно нулю (так как $c > 0$ и $x_7 > 0$):

$$B_i = |\Psi_{i+1}| \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \geq 0 \quad (i=1, 3, 5). \quad (3.56)$$

Обращаясь к выражению (3.54), найдем с учетом (3.56) второе условие оптимальности, т. е. условие оптимального дросселирования

$$u_i = \dot{m}_{\max} = \text{const} \quad (i=1, 3, 5). \quad (3.57)$$

Из условия (3.57) следует, что для наименьшей продолжительности сближения в любой момент времени по каждой из осей должен работать с максимальной тягой один из двух двигателей. Направление тяги, т. е. выбор двигателя для каждой из трех пар, определяется из условия (3.53). Таким образом, оптимальная программа сближения в данном случае описывается тремя функциями переключения двигателей (3.53).

Чтобы расшифровать условие оптимальности (3.53), следует найти зависимости $\Psi_2(t)$, $\Psi_4(t)$, $\Psi_6(t)$, для чего требуется ре-

шить первые шесть уравнений системы (3.52). Перепишем их в следующем виде:

$$\begin{aligned}\Psi_1 &= C_1 = \text{const}, \\ \dot{\Psi}_2 &= -C_1 + 2\omega_{\text{ц}}\Psi_4, \\ \dot{\Psi}_3 &= -3\omega_{\text{ц}}^2\Psi_4, \\ \dot{\Psi}_4 &= -\Psi_3 - 2\omega_{\text{ц}}\Psi_2.\end{aligned}\tag{3.58}$$

$$\begin{aligned}\dot{\Psi}_5 &= \omega_{\text{ц}}^2\Psi_6, \\ \dot{\Psi}_6 &= -\Psi_5.\end{aligned}\tag{3.59}$$

Как видно, сопряженная система разделяется на две независимые подсистемы, описывающие соответственно движение перехватчика параллельно плоскости орбиты цели (3.58) и по нормали к этой плоскости (3.59). Решения этих подсистем имеют вид:

$$\begin{aligned}\Psi_2 &= C_4 + 3C_1 t - 2C_2 \cos(\omega_{\text{ц}} t + C_3), \\ \Psi_4 &= C_2 \sin(\omega_{\text{ц}} t + C_3) + \frac{2}{\omega_{\text{ц}}} C_1,\end{aligned}\tag{3.60}$$

$$\Psi_6 = C_5 \sin(\omega_{\text{ц}} t + C_6),\tag{3.61}$$

где C_1, \dots, C_6 — постоянные, зависящие от начальных условий. Условие оптимальности (3.53) записывается теперь следующим образом:

$$\begin{aligned}u_2 &= 1 \operatorname{sign}[C_4 + 3C_1 t - 2C_2 \cos(\omega_{\text{ц}} t + C_3)], \\ u_4 &= 1 \operatorname{sign}\left[C_2 \sin(\omega_{\text{ц}} t + C_3) + \frac{2}{\omega_{\text{ц}}} C_1\right], \\ u_6 &= 1 \operatorname{sign}[C_5 \sin(\omega_{\text{ц}} t + C_6)].\end{aligned}\tag{3.62}$$

Для определения постоянных C_1, \dots, C_6 необходимо решить исходную систему уравнений движения (3.48). Эта система уравнений не распадается на отдельные подсистемы, так как все уравнения включают в себя одну и ту же фазовую координату — массу перехватчика $m = x_7$. Разделить систему (3.48) на подсистемы, как в случае сопряженных уравнений, можно только при допущении постоянства массы, которое впрочем достаточно справедливо для небольших двигателей.

Затем систему уравнений движения (3.48) следует решать с учетом условий оптимальности (3.57) и (3.62) для определения функций переключения. Исключая далее из полученных уравнений время, найдем оптимальные синтезирующие функции (линии переключения двигателей в пространстве параметров движения), для чего часто пользуются графическими методами. В частности, пример, аналогичный рассмотренной задаче об опти-

мальном управлении движением, нормальным к плоскости орбиты цели, рассматривается в книге [11, гл. I, пример 2]. На основании этого примера нетрудно найти, что за время сближения, меньшее половины периода обращения цели, может произойти лишь одно переключение двигателей, ориентированных вдоль оси z , а линия переключения в фазовой плоскости $z-\dot{z}$ имеет вид, приведенный на рис. 3.10.

Не останавливаясь подробно на оптимизации сближения по расходу топлива, заметим только, что в этом случае условие оптимального переключения двигателей (3.62) сохранится, но

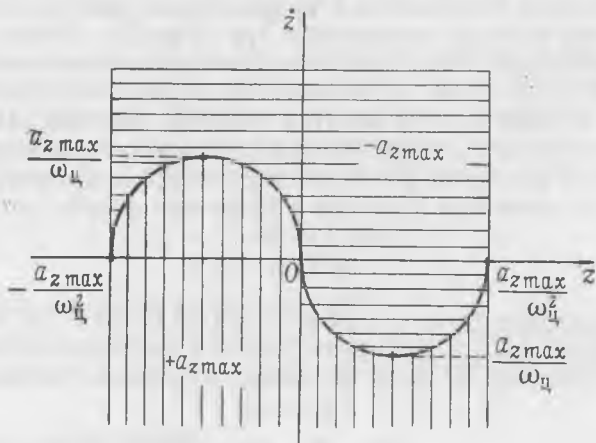


Рис. 3.10. Пример оптимальной линии переключений двигателей:

Здесь $a_{z \max} = \dot{m}_{\max} \frac{c}{m_0}$ — максимальное ускорение по оси z

условие дросселирования (3.57) перестанет быть справедливым. Действительно, согласно [11] в выражении (3.54) коэффициент B_i при нечетных функциях управления u_i примет вид

$$B_i = \left(|\Psi_{i+1}| \frac{c}{x_7} - \Psi_7 \right) - \Psi_0,$$

где Ψ_0 — постоянная величина.

При минимизации продолжительности сближения в коэффициент B_i для каждой пары двигателей входит только величина в круглых скобках, которая заведомо больше нуля. При минимизации расхода топлива величина B_i может быть и меньше нуля. Поэтому в оптимальной траектории появятся пассивные участки, а соответствующее условие дросселирования двигателей будет иметь вид:

$$u_i = \begin{cases} \dot{m}_{\max} & \text{при } B_i > 0 \\ 0 & \text{при } B_i < 0. \end{cases} \quad (3.63)$$

Определение оптимальных программ сближения в тех случаях, когда ориентация перехватчика фиксирована в лучевой или орбитально-лучевой системе координат, является весьма трудной задачей, поскольку уравнения движения в этих системах являются существенно нелинейными. Некоторое представление о характере оптимальных траекторий и оптимальных программ сближения можно получить из численного анализа.

ПЕРЕХВАТЧИК С ПРОДОЛЬНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Рассмотрим перехватчик с продольными двигателями, направление тяги которых изменяется при помощи системы управления ориентацией. Оптимизация движения такого космического аппарата рассмотрена в общем виде в работе [56], а применительно к сближению — в работах [36, 67]. Исследование сближения в этом случае удобно проводить в орбитальной системе координат. Уравнения (3.48) останутся справедливыми, если положить, что нечетные функции управления равны между собой:

$$u_1 = u_3 = u_5$$

и могут одновременно принимать значения от 0 до m_{\max} (что соответствует дросселированию на этот раз единственного двигателя), а четные функции управления должны подчиняться условию

$$u_2^2 + u_4^2 + u_6^2 = 1,$$

так как в данном случае они представляют собой направляющие косинусы вектора тяги в орбитальной системе координат.

Будем рассматривать движение перехватчика в плоскости орбиты цели ($z_0 = z_0 = 0$) полагая массу перехватчика постоянной. Это позволит значительно упростить задачу, причем основные свойства оптимального сближения изменятся незначительно.

В данном случае уравнения движения записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= 2\omega_{\text{ц}} x_4 + u_1 u_2, \\ \dot{x}_3 &= x_4, \\ \dot{x}_4 &= -2\omega_{\text{ц}} x_2 + 3\omega_{\text{ц}}^2 x_3 + u_1 u_4, \end{aligned} \tag{3.64}$$

где $x_1 = x$; $x_2 = \dot{x}$; $x_3 = y$; $x_4 = \dot{y}$; $u_2 = \cos \epsilon_{\text{орб}}$; $u_4 = \sin \epsilon_{\text{орб}}$;
 u_1 — величина ускорения от тяги двигателя;
 $\epsilon_{\text{орб}}$ — угол между линией действия тяги двигателя и осью x орбитальной системы координат.

Нетрудно видеть, что функции управления u_1 , u_2 и u_4 должны подчиняться условиям

$$\begin{aligned} u_2^2 + u_4^2 &= 1, \\ 0 &\leq u_1 \leq a_{\max}, \end{aligned} \quad (3.65)$$

где a_{\max} — максимальное ускорение.

Граничные условия задачи имеют вид

$$\begin{aligned} x_{10} &= x_0; & x_{20} &= \dot{x}_0; & x_{30} &= y_0; & x_{40} &= \dot{y}_0; \\ x_{1к} &= x_{2к} = x_{3к} = x_{4к} &= 0. \end{aligned} \quad (3.66)$$

Путем минимизации одного из двух приведенных выше функционалов (3.46) или (3.47) нужно найти такие функции $u_1(t)$, $u_2(t)$, $u_4(t)$, которые обеспечат выполнение конечных условий (3.66). Функционал, соответствующий минимуму расхода топлива, приобретает при постоянной массе аппарата следующий вид:

$$I_m = \int_{t_0}^{t_k} a dt = \int_{t_0}^{t_k} u_1 dt = V_x, \quad (3.67)$$

где V_x — характеристическая скорость.

Исследуем задачу о минимуме характеристической скорости, для чего введем в систему (3.64) дополнительное уравнение

$$\dot{x}_0 = u_1(t)$$

и составим гамильтониан

$$\begin{aligned} H &= \Psi_0 u_1 + \Psi_1 x_2 + \Psi_2 (2\omega_u x_4 + u_1 u_2) + \Psi_3 x_4 + \\ &+ \Psi_4 (-2\omega_u x_2 + 3\omega_u^2 x_3 + u_1 u_4). \end{aligned}$$

Часть гамильтониана, зависящую от функций управления, запишем в виде

$$\Delta H = u_1 (\bar{\rho}^T \bar{u} + \Psi_0), \quad (3.68)$$

где $\bar{\rho}$ — двумерный вектор (так называемый базис-вектор).

$$\bar{\rho} = (\Psi_2, \Psi_4)^T;$$

\bar{u} — двумерный единичный вектор направления тяги

$$\bar{u} = (u_2, u_4)^T.$$

Сопряженная система имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{\Psi}_0 &= 0, \\ \dot{\Psi}_1 &= 0, \\ \dot{\Psi}_2 &= -\Psi_1 + 2\omega_u \Psi_4, \\ \dot{\Psi}_3 &= -3\omega_u^2 \Psi_4, \\ \dot{\Psi}_4 &= -2\omega_u \Psi_2 - \Psi_3. \end{aligned}$$

Заметим, что сопряженные уравнения в данном случае имеют такой же вид, как и первые четыре уравнения сопряженной системы (3.52), поэтому составляющие вектора \bar{p} описываются найденным выше решением для Ψ_2 и Ψ_4 .

Из выражения (3.68) следует, что максимум ΔH и соответственно H будет обеспечивать такой единичный вектор \bar{u} , который совпадает по направлению с сопряженным вектором \bar{p} . Отсюда вытекает условие оптимальной ориентации управляющего ускорения:

$$\bar{p}^T \bar{u} = |\bar{p}| = \rho. \quad (3.69)$$

Можно показать, что условие оптимальности (3.69) остается справедливым и при переменной массе перехватчика, и при минимизации продолжительности сближения.

Так как при оптимальном управлении согласно [11] величина Ψ_0 должна быть отрицательной и постоянной, нормализуем ΔH , приняв $\Psi_0 = -1$. Тогда при оптимальной ориентации вектора ускорения будем иметь

$$\Delta H = u_1 (|\bar{p}| - 1).$$

Обозначая $B = |\bar{p}| - 1$, приходим к условию оптимального регулирования величины ускорения от тяги. Двигатель должен быть включен при $B = |\bar{p}| - 1 > 0$ и выключен при $B = |\bar{p}| - 1 < 0$,

$$u_1 = \begin{cases} 0 & \text{при } B < 0 \\ a_{\max} & \text{при } B > 0. \end{cases} \quad (3.70)$$

В работе [36] показано, что если сближение нужно осуществить за время, меньшее периода обращения цели, то для сближения, оптимального по расходу топлива, нужно не более шести активных участков.

При оптимизации по продолжительности сближения двигатель перехватчика должен работать непрерывно (без выключения), а его ориентация определяться условием (3.69), т. е. оптимальное направление вектора управляющего ускорения должно совпадать с направлением сопряженного вектора \bar{p} .

Дальнейшее определение оптимальной программы происходит в следующем порядке: условия оптимальности (3.69) и (3.70) подставляют в уравнения движения, которые затем решают совместно с сопряженной системой уравнений (так как сопряженные переменные входят в условие оптимальности). В том случае, если обе системы — уравнений движения и сопряженных уравнений — решаются аналитически, подстановка граничных условий в результат решения позволит определить начальные значения сопряженных переменных (констант оптимальной программы) Ψ_{20} и Ψ_{40} , чем и определится оптимальная программа.

Однако в данном случае не представляется возможным получить аналитическое решение для уравнений, несмотря на наличие решений сопряженной системы уравнений. Поэтому для на-

хождения оптимальной программы ориентации тяги и оптимальных траекторий приходится решать краевую задачу.

Для этого выбирают некоторые приближенные значения констант оптимальной программы Ψ_{20} , Ψ_{40} , подставляют их в уравнения для сопряженных переменных $\Psi_2(t)$, $\Psi_4(t)$; и эти уравнения в свою очередь посредством условий оптимальности вводят в уравнения движения, которые численно интегрируются в течение заданного интервала времени. (Как будет показано ниже, для задач о минимуме расхода топлива продолжительностью сближения обычно задаются, а в задаче о минимальной продол-

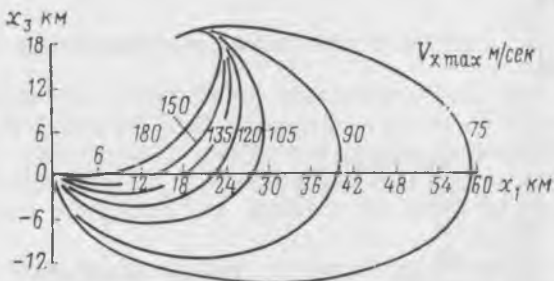


Рис. 3.11. Пример траекторий оптимального по продолжительности сближения ($a_{\max}=0,3$ м/сек²; $x_0=y_0=z_0=18$ км; $\dot{x}_0=\dot{y}_0=\dot{z}_0=30$ м/сек; относительное движение в вертикальной плоскости $x_1=x$, $x_3=y$; орбитальная система координат)

жительности сближения время полета определяется в ходе решения, поэтому время полета, наряду с константами оптимальной программы, входит в первое приближение и далее определяется итерационным методом). Разница между получающимися и заданными (для сближения — нулевыми) конечными значениями параметров движения служит для уточнения величины констант оптимальной программы, а в случае необходимости и продолжительности полета. Таким образом получают второе приближение, после чего вычисления повторяют. Процесс продолжается до тех пор, пока n -ное приближение не будет отличаться от $(n-1)$ приближения на заданную малую величину.

Для обеспечения быстрой сходимости итерационного процесса применяются специальные способы, однако решение краевой задачи, к которой приводит исходная задача оптимизации, является весьма сложным и трудоемким процессом.

Для расчета оптимальных траекторий сближения с учетом относительного гравитационного ускорения применяются различные численные методы [66], из которых наилучшим в настоящее время считается метод Давидона — Флетчера — Пауэлла. Этот метод позволяет решить задачу максимизации функции нескольких переменных, к которой при помощи метода Ньюстедта сводится рассматриваемая краевая задача. На рис. 3.11 и 3.12 по-

казаны траектории полета и изменение располагаемой характеристической скорости V_x перехватчика для оптимального по продолжительности сближения с ограничением, наложенным на максимальную характеристическую скорость $V_{x \max}$ [67].

Необходимо отметить, что задачи оптимизации продолжительности сближения и расхода топлива тесно взаимосвязаны: если задать время полета и решать задачу оптимизации расхода топлива, то программа сближения получится точно такой же, как



Рис. 3.12. Пример изменения характеристической скорости перехватчика V_x для оптимального по продолжительности сближения ($a_{\max}=0,3$ м/сек²; $x_0=y_0=z_0=18$ км; $\dot{x}_0=\dot{y}_0=\dot{z}_0=30$ м/сек)

и в случае, когда расход топлива ограничен и решается задача оптимизации продолжительности сближения. Подробнее это будет рассмотрено ниже.

Из приведенного выше краткого рассмотрения оптимальных программ сближения в линеаризованном поле относительной гравитации следует, что для определения оптимальных программ требуется численное решение основной и сопряженной систем уравнений для каждой совокупности начальных условий, т. е. начального фазового вектора $\bar{x}_0=(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$. Кроме того, в каждом случае нужно знать характеристики орбиты цели и двигательной установки перехватчика. Ясно, что алгоритм такого численного решения вряд ли может быть использован для наведения перехватчика из-за слишком большого объема вычислений на борту. Правда, результаты численного анализа можно применять при проектировании для определения в каждом от-

дельном случае предельных возможностей данного перехватчика (минимальной продолжительности сближения или минимального расхода топлива). Однако при этом нужно будет каждый раз решать задачу, в сущности, заново, так как количество параметров задачи слишком велико, чтобы можно было в достаточно обзорной форме получить результаты решения для всех возможных диапазонов начальных условий и параметров.

Учитывая изложенные обстоятельства, целесообразно ввести допущение об отсутствии относительного гравитационного ускорения, чтобы получить достаточно общие результаты (хотя бы и не вполне строгие).

СБЛИЖЕНИЕ В БЕЗГРАВИТАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Допущение об отсутствии относительного гравитационного ускорения достаточно справедливо для этапа сближения, так как при малых расстояниях между встречающимися аппаратами и небольшом времени их сближения влиянием относительного гравитационного ускорения на процесс сближения можно пренебречь.

Рассмотрим оптимизацию двумерного сближения в безгравитационном пространстве для перехватчика, не имеющего поперечных двигателей. Условия оптимальности для этого случая соответствую условиям (3.69) и (3.70), но вектор p и функция V определяются теперь гораздо проще, чем при движении в относительном гравитационном поле. Запишем уравнения движения, по-прежнему полагая, что масса перехватчика постоянна:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= u_1 u_2 a_{\max}, \\ \ddot{y} &= u_1 u_4 a_{\max},\end{aligned}\quad (3.71)$$

где \tilde{x} , \tilde{y} — проекции вектора относительной дальности на оси инерциальной системы координат с началом координат в точке цели; a_{\max} — максимальное ускорение от тяги двигателя; u_1 — параметр дросселирования двигателя, который может изменяться от нуля до единицы; u_2 , u_4 — направляющие косинусы вектора управляющего ускорения относительно инерциальных осей: $u_2 = \cos \epsilon_{ii}$, $u_4 = \sin \epsilon_{ii}$; ϵ_{ii} — угол ориентации управляющего ускорения относительно инерциальной оси x .

Введем нормализованные фазовые координаты

$$x_i = \tilde{x}_i / a_{\max} \quad (i = 1, \dots, 4).$$

Тогда уравнения (3.71) примут вид

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2; & \dot{x}_2 &= u_1 u_2; \\ \dot{x}_3 &= x_4; & \dot{x}_4 &= u_1 u_4.\end{aligned}\quad (3.72)$$

Таким образом, имеется объект четвертого порядка с функциями управления u_1, u_2, u_4 , входящими в уравнения движения нелинейно. На функции управления наложены следующие ограничения:

$$\begin{aligned} 0 &\leq u_1 \leq 1, \\ u_2^2 + u_4^2 &= 1. \end{aligned} \quad (3.72a)$$

Граничные условия имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} x_{10} = \tilde{x}_0/a_{\max}; x_{20} = \dot{x}_0/a_{\max}; x_{30} = y_0/a_{\max}; x_{40} = \dot{y}_0/a_{\max} \\ \text{при } t=0; \\ x_{1k} = x_{2k} = x_{3k} = x_{4k} = 0 \\ \text{при } t=T. \end{aligned} \right\} \quad (3.72б)$$

Сравнивая уравнения (3.72), (3.72a), (3.72б) с соответствующими уравнениями предыдущего подраздела (3.64), (3.65), (3.66) и учитывая полученные там условия оптимальности (3.69), (3.70), можно записать следующие условия для оптимальной величины ускорения:

1) для сближения, оптимального по продолжительности,

$$u_1 = \text{const} = 1; \quad (3.73)$$

2) для сближения, оптимального по расходу топлива (характеристической скорости),

$$u_1 = \begin{cases} 1 & \text{при } |\bar{p}| > 1 \\ 0 & \text{при } |\bar{p}| < 1. \end{cases} \quad (3.73a)$$

В нашем случае сопряженная система уравнений имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{\Psi}_1 &= 0; & \dot{\Psi}_2 &= -\Psi_1; \\ \dot{\Psi}_3 &= 0; & \dot{\Psi}_4 &= -\Psi_3. \end{aligned} \quad (3.74)$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \Psi_1 &= C_1, \\ \Psi_2 &= C_2 - C_1 t, \\ \Psi_3 &= C_3; \\ \Psi_4 &= C_4 - C_3 t, \end{aligned}$$

где C_1, \dots, C_4 — начальные значения сопряженных переменных (постоянные интегрирования сопряженной системы уравнений).

Следовательно, $\bar{p} = (\Psi_2, \Psi_4)^T = (C_2 - C_1 t, C_4 - C_3 t)^T$.

Условие оптимальной ориентации вектора ускорения с учетом условия (3.69) записывается для обоих критериев качества в виде

$$\frac{u_4}{u_2} = \text{tg } \varepsilon_u = \frac{\Psi_4}{\Psi_2} = \frac{C_4 - C_3 t}{C_2 - C_1 t}, \quad (3.75)$$

откуда

$$u_2 = \pm \frac{\frac{C_2}{C_1} - t}{\sqrt{\left(\frac{C_2}{C_1} - t\right)^2 + \left(\frac{C_3}{C_1} - \frac{C_4}{C_1} t\right)^2}},$$

$$u_4 = \pm \frac{\frac{C_3}{C_1} - \frac{C_4}{C_1} t}{\sqrt{\left(\frac{C_2}{C_1} - t\right)^2 + \left(\frac{C_3}{C_1} - \frac{C_4}{C_1} t\right)^2}}.$$
(3.76)

Неопределенность знаков функций управления u_2 и u_4 можно исключить, сравнив знаки функций управления и соответствующих им скоростей x_2 и x_4 непосредственно перед окончанием сближения. Так как сближение всегда должно заканчиваться активным участком (приближаясь к цели, перехватчик имеет ненулевую скорость, но в момент встречи относительная скорость должна быть нулевой) и ускорение в момент встречи должно быть направлено противоположно скорости, то при правильном выборе знаков в уравнениях (3.76) в момент $t=T-0$ (непосредственно перед встречей) знак u_2 должен быть обратен знаку x_2 , а знак u_4 — обратен знаку x_4 . Последующий анализ оптимальных траекторий показал, что в уравнениях для u_2 и u_4 следует принимать знак минуса.

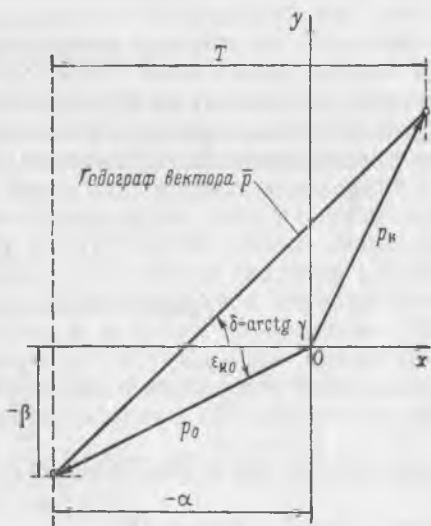


Рис. 3.13. Схема, поясняющая геометрический смысл постоянных α , β , γ

Введем новые обозначения для постоянных:

$$\alpha = \frac{C_2}{C_1}; \quad \beta = \frac{C_3}{C_1}, \quad \gamma = \frac{C_4}{C_1}.$$

Из рис. 3.13 можно уяснить геометрический смысл постоянных α , β , γ . Величины $-\alpha$ и $-\beta$ являются координатами в инерциальных осях начальной точки на годографе вектора \bar{p}^* (прямо-

* Необходимо помнить, что модуль вектора \bar{p} теперь также отнесен к постоянной C_1 . Далее для удобства записи его обозначение не изменится.

линейной p -траектории [7, 8]); расстояние по горизонтали между начальной и конечной точками p -траектории численно равно продолжительности сближения T ; γ — тангенс угла δ наклона p -траектории к оси x в выбранной системе координат

$$\gamma = \operatorname{tg} \delta.$$

Теперь систему уравнений движения (3.72) для сближения, оптимального по продолжительности, можно переписать в окончательном виде

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= \frac{t - \alpha}{\sqrt{(t - \alpha)^2 + (\gamma t - \beta)^2}}, \\ \dot{x}_3 &= x_4, \\ \dot{x}_4 &= \frac{\gamma t - \beta}{\sqrt{(t - \alpha)^2 + (\gamma t - \beta)^2}}. \end{aligned} \quad (3.77)$$

Интегрируя систему (3.77) с учетом граничных условий (3.72б) и опуская промежуточные выкладки, получим систему из четырех трансцендентных уравнений относительно постоянных α , β , γ и продолжительности сближения T :

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= \frac{p_0 - p_k}{A} - \frac{v\gamma}{A\sqrt{A}} \ln \frac{N(0)}{N(T)}, \\ \dot{y}_0 &= \gamma \frac{p_0 - p_k}{A} + \frac{v}{A\sqrt{A}} \ln \frac{N(0)}{N(T)}, \\ x_0 &= \frac{\mu + 2v\gamma}{2A^2} (p_k - p_0) + \frac{T}{2A} p_k - \frac{v^2 - 2v\mu\gamma}{2A^2 \sqrt{A}} \ln \frac{N(0)}{N(T)}, \\ y_0 &= \frac{\gamma\mu - 2v}{2A^2} (p_k - p_0) + \frac{T}{2A} p_k - \frac{v^2\gamma + 2v}{2A^2 \sqrt{A}} \ln \frac{N(0)}{N(T)}. \end{aligned} \quad (3.78)$$

Здесь $A = 1 + \gamma^2 = \sec^2 \delta$;

$p_0 = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$ — модуль вектора \bar{p} в начале сближения;

$p_k = \sqrt{(T - \alpha)^2 + (\gamma T - \beta)^2}$ — модуль вектора \bar{p} в конце сближения;

$$v = \beta - \gamma\alpha;$$

$$\mu = \alpha + \beta\gamma;$$

$$N(T) = \mu - AT + p_k \sqrt{A};$$

$$N(0) = \mu + p_0 \sqrt{A}.$$

Решая численно уравнения (3.78), можно определить постоянные оптимальной программы α , β , γ и время T в функции начальных параметров движения \bar{x}_0 , \bar{y}_0 , \bar{x}_0 , \bar{y}_0 . Для оптимального

по продолжительности сближения в безгравитационном пространстве угол ориентации вектора ускорения должен изменяться по следующей программе:

$$\epsilon_{\text{н}} = \text{arctg} \frac{t - \alpha}{\gamma t - \beta}. \quad (3.79)$$

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ УСТРАНЕНИЕ ПРОЛЕТА И СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ

Если решать задачу сближения по частям, т. е. сначала устранять прогнозируемый пролет, а затем скорость сближения, то значения критериев качества сближения будут, конечно, отличаться от оптимальных. Но такой метод осуществления сближения выгодно отличается от оптимальных методов своей простотой. При этом можно оптимизировать в отдельности оба участка, из которых теперь будет состоять траектория сближения. Поддерживая угловую скорость линии визирования равной нулю (параллельное сближение [9]), можно выйти в точку встречи; незадолго перед встречей перехватчик тормозит относительную скорость, чем и обеспечивается встреча. Такой метод сближения исследован в работах [22, 45, 54].

Посмотрим, как можно оптимизировать первый активный участок полета, на котором угловая скорость линии визирования, а следовательно, и прогнозируемый пролет сводятся к нулю. Обычно на этом активном участке рекомендуется прикладывать управляющее ускорение по нормали к линии визирования. Однако существует, по-видимому, более оптимальная ориентация ускорения на этом участке, отличная от указанной и позволяющая свести к нулю угловую скорость линии визирования за минимальное время.

Конечные условия для этого участка изменятся по сравнению с условиями в (3.72б) и примут вид

$$\frac{\tilde{y}_k}{\tilde{x}_k} = \frac{\hat{y}_k}{\hat{x}_k} \text{ при } t = T \quad (3.80)$$

или

$$\frac{x_{3k}}{x_{1k}} = \frac{x_{4k}}{x_{2k}}, \quad (3.80a)$$

где $\tilde{x}_k, \dots, \tilde{y}_k$ — неизвестные заранее конечные значения относительных координат и скоростей. Иными словами, изображающая точка в фазовом пространстве должна в конце первого участка оказаться на поверхности

$$\Phi = -x_{1k}x_{4k} + x_{2k}x_{3k} = 0. \quad (3.81)$$

Согласно условиям трансверсальности в конце рассматриваемого участка траектории вектор $\bar{\Psi}(\Psi_1, \Psi_2, \Psi_3, \Psi_4)^T$ должен

быть перпендикулярен поверхности Φ (3.81), т. е. направлен параллельно ее градиенту.

Отсюда

$$\begin{aligned}\Psi_{1к} &= K \frac{\partial \Phi}{\partial x_{1к}} = -K x_{4к}, \\ \Psi_{2к} &= K \frac{\partial \Phi}{\partial x_{2к}} = K x_{3к}, \\ \Psi_{3к} &= K \frac{\partial \Phi}{\partial x_{3к}} = K x_{2к}, \\ \Psi_{4к} &= K \frac{\partial \Phi}{\partial x_{4к}} = -K x_{1к},\end{aligned}\tag{3.82}$$

где K — постоянный множитель.

Ввиду того что при изменении конечных условий вид сопряженных уравнений не изменится, используем выражения (3.74) совместно с (3.82). В результате получим

$$\begin{aligned}\Psi_2 &= -K [x_{4к}(T-t) - x_{3к}], \\ \Psi_4 &= K [x_{2к}(T-t) - x_{1к}].\end{aligned}\tag{3.83}$$

Здесь T — время окончания маневра. Подставляя (3.83) в (3.75), найдем оптимальную ориентацию вектора ускорения

$$\operatorname{tg} \varepsilon_{и} = - \frac{x_{2к}(T-t) - x_{1к}}{x_{4к}(T-t) - x_{3к}},\tag{3.84}$$

откуда с учетом (3.80) и (3.80а) будем иметь

$$\operatorname{tg} \varepsilon_{и} = - \frac{x_{1к}}{x_{3к}} = - \frac{\tilde{x}_к}{\tilde{y}_к} = \operatorname{const}.\tag{3.85}$$

Таким образом, для наиболее быстрого сведения к нулю угловой скорости линии визирования направление вектора ускорения должно быть в течение всего маневра перпендикулярно конечному вектору дальности. Запишем это условие в виде двух очевидных соотношений

$$\begin{aligned}\tilde{x}_к \cos \varepsilon_{и} + \tilde{y}_к \sin \varepsilon_{и} &= 0, \\ \tilde{x}_к \cos \varepsilon_{и} + \tilde{y}_к \sin \varepsilon_{и} &= 0\end{aligned}\tag{3.86}$$

и проинтегрируем уравнения движения (3.71) с учетом начальных и конечных условий, считая $u_1 = 1$, а угол $\varepsilon_{и}$ постоянным. В результате получим выражение для конечных координат и скоростей, подставив которые в (3.86) выразим угол $\varepsilon_{и}$ через начальные условия. Выберем систему координат и определим

угол между вектором относительной скорости и линией визирования η так, чтобы выполнялись соотношения (рис. 3.14)

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{x}}_0 &= D_0, \\ \dot{\tilde{y}}_0 &= 0,\end{aligned}\tag{3.87}$$

$$\dot{\tilde{x}}_0 = -V_0 \cos \eta_0,$$

$$\dot{\tilde{y}}_0 = V_0 \sin \eta_0.$$

(Угол $\epsilon_{\text{и}}$ будем отсчитывать от вектора дальности в сторону, противоположную вектору скорости). Тогда выражения для угла $\epsilon_{\text{и}}$ и продолжительности маневра T будут иметь вид

$$T = \frac{V_0}{a_{\text{max}}} \cos(\epsilon_{\text{и}} - \eta_0),\tag{3.88}$$

$$\cos \epsilon_{\text{и}} = \frac{V_0^2}{2a_{\text{max}}D_0} \cos^2(\epsilon_{\text{и}} - \eta_0).\tag{3.89}$$

Численное решение уравнения (3.89) позволяет определить оптимальную ориентацию вектора ускорения, обеспечивающую сведение к нулю угловой скорости линии визирования за наименьшее время.

Положим, что на первом активном участке угловая скорость линии визирования сведена к нулю и теперь перехватчик движется прямо на цель (угол η равен нулю). Требуется обеспечить оптимальное по продолжительности или по расходу топлива сближение, выполнив конечные условия

$$D_{\text{к}} = V_{\text{к}} = 0 \text{ при } t = T.\tag{3.90}$$

Уравнения движения в этом случае имеют вид

$$\begin{aligned}\dot{D} &= V, \\ \dot{V} &= ua,\end{aligned}\tag{3.91}$$

где $u = \pm 1$, а ускорение a может изменяться от нуля до a_{max} .

Условия оптимальности в данном случае определяются настолько просто, что мы не будем останавливаться на выводе, а приведем только их формулировку.

1. Для обеспечения минимальной продолжительности одномерного сближения ускорение a должно быть все время макси-

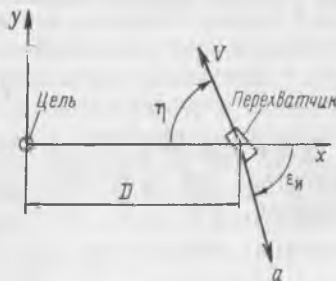


Рис. 3.14. К выбору системы координат

мальным и сначала быть направленным в сторону цели (разгон); затем при достижении некоторого условия (условия переключения) ускорение направляется в сторону, противоположную цели (торможение) и активный участок заканчивается выполнением условий (3.90).

2. Одномерное сближение с минимальным расходом топлива отличается от сближения, оптимального по продолжительности, отсутствием участка разгона. Перехватчик летит с выключенным двигателем до момента, когда выполнится условие переключения, после чего включается двигатель с тягой, направленной в сторону от цели, и производится торможение.

Найдем условие переключения в случае постоянной массы перехватчика. Интегрируя уравнения (3.91) и подставляя в полученный результат конечные условия (3.90), будем иметь

$$0 = V^* - a_{\max} T, \quad (3.92)$$

$$0 = D^* - V^* T + \frac{a_{\max} T^2}{2}.$$

Здесь индекс * обозначает параметры движения в момент переключения. Исключая из уравнений (3.92) время полета T , найдем условие переключения

$$\frac{V^{*2}}{2a_{\max} D^*} = 1. \quad (3.93)$$

Если считать, что постоянно не ускорение (масса), а тяга двигателя, то уравнения (3.92) примут несколько более сложный вид

$$0 = V^* + c \ln \left(1 - \frac{a^*}{c} T \right), \quad (3.94)$$

$$0 = D^* - V^* T + \frac{c^2}{a^*} \left(1 - \frac{a^*}{c} T \right) \ln \left(1 - \frac{a^*}{c} T \right) + cT,$$

а условие переключения можно записать как

$$\frac{V^{*2}}{2a_{\max}^* D^*} = \frac{\left(\frac{V^*}{c} \right)^2}{2 \left[\exp \left(-\frac{V^*}{c} \right) + \left(\frac{V^*}{c} \right) - 1 \right]}. \quad (3.95)$$

Здесь a_{\max}^* — максимально возможная величина ускорения от тяги в момент переключения.

4. МЕТОД ОБОБЩЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Как видно из приведенного выше анализа, общее исследование оптимальных программ сближения, выбор методов наведения и тем более их реализация весьма затруднительны из-за большого числа рассматриваемых параметров. Действительно, даже при допущениях об отсутствии относительного гравитационного ускорения и о постоянстве массы перехватчика константы оптимальной программы сближения зависят как минимум от трех параметров движения D , V , η и одного постоянного параметра перехватчика a_{\max} . В тех же случаях, когда эти допущения несправедливы, количество параметров задачи еще более возрастает. Очевидно, что метод исследования, позволяющий как-то снизить количество рассматриваемых параметров, дал бы возможность получить результаты исследования сближения в обозримом виде, выявить общие свойства методов ближнего наведения и провести синтез замкнутых систем ближнего наведения, оптимальных по какому-либо из перечисленных выше критериев качества. Одним из способов решения указанных задач является метод обобщенных параметров [12, 13], к рассмотрению которого мы сейчас и переходим.

Анализ приведенных выше уравнений движения и зависимостей констант оптимальных программ от параметров движения позволяет установить, что относительное движение перехватчика и цели можно описывать при помощи меньшего числа параметров, чем применявшееся ранее. Оказывается, что параметры движения входят в исследуемые зависимости и уравнения в виде безразмерных комбинаций, которыми можно заменить исходные параметры движения. Эти безразмерные комбинации параметров движения назовем *обобщенными параметрами*. Рассмотрим применение метода обобщенных параметров к исследованию одномерного и двумерного относительного движения в безгравитационном пространстве и двумерного относительного движения в поле относительной гравитации.

ОДНОМЕРНОЕ СБЛИЖЕНИЕ В БЕЗГРАВИТАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Основной переменной метода обобщенных параметров как для одномерной, так и для других моделей относительного движения, является величина, называемая *параметром торможения*:

$$k = \frac{W_{\text{кин}}}{W_p}. \quad (3.96)$$

Здесь $W_{\text{кин}}$ — кинетическая энергия относительного движения перехватчика:

$$W_{\text{кин}} = \frac{mV^2}{2}, \quad (3.97)$$

а W_p — некоторая величина, имеющая размерность энергии или работы,

$$W_p = mbD, \quad (3.98)$$

где b — некоторая величина, имеющая размерность ускорения. Так, например, если b — ускорение от тяги a , то W_p — работа, выполняемая двигателем на пути D ; если b — относительное гравитационное ускорение g , то W_p — работа относительной гравитационной силы, действующей на перехватчик, на пути D и т. д.

Подставляя (3.97) и (3.98) в (3.96), будем иметь

$$k = \frac{V^2}{2bD}. \quad (3.99)$$

В случае движения в безгравитационном пространстве параметр торможения

$$k = \frac{V^2}{2aD}, \quad (3.100)$$

где a — максимальное ускорение от тяги двигателя перехватчика (индекс $тах$ здесь и далее для краткости опускаем).

Пусть перехватчик движется в безгравитационном пространстве прямо на цель с выключенным двигателем; направим ускорение от тяги (будем пока считать его постоянным по величине) в сторону, противоположную цели, и включим двигатель в тот момент, когда выполнится условие $k = k^*$, где k^* — некоторое заданное значение k .

Нетрудно видеть, что при $k^* > 1$ перехватчик придет в точку встречи с ненулевой скоростью, а при $k^* < 1$ нулевая скорость будет достигнута раньше времени, т. е. на некотором расстоянии от цели. В том случае, когда $k^* = 1$, кинетическая энергия равна работе двигателя и встреча состоится. Это вполне согласуется с условием переключения (3.93). Очевидно, что условие $k^* = 1$ обеспечивает встречу только для одномерной задачи. При двумерном движении работа должна частично затрачиваться на ускорение пролета и для встречи нужно, чтобы $k^* < 1$.

Однако вернемся к одномерному движению. Простыми рассуждениями можно установить, что каждый маневр сближения должен заканчиваться активным участком, на котором постепенно гасится скорость сближения, причем этот участок должен начинаться строго в тот момент, когда параметр торможения становится равным единице.

Введем еще следующие обобщенные параметры: безразмерное время

$$\tau = \frac{a\Delta t}{V}; \quad (3.101)$$

безразмерная дальность

$$d = \frac{D}{D_0}; \quad (3.102)$$

безразмерная скорость

$$v = \frac{V}{V_0} = \sqrt{\frac{k}{k_0}} d. \quad (3.103)$$

Здесь D_0 и V_0 — значения дальности и скорости в произвольный начальный момент времени t_0 ; $\Delta t = t - t_0$ — время, отсчитываемое от начального момента t_0 . Далее иногда будет удобнее вместо τ использовать параметр

$$\tau^0 = \frac{\Delta t a}{V_0} = \tau v. \quad (3.104)$$

При одномерном движении представляют интерес три режима полета: разгон (управляющее ускорение направлено в сторону цели), торможение (ускорение направлено от цели), полет с выключенным двигателем. Для одномерного полета справедливы следующие уравнения движения:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= ua, \\ \dot{D} &= -V, \end{aligned} \quad (3.105)$$

где функция управления $u = +1$ для разгона, $u = -1$ для торможения и $u = 0$ для пассивного полета (предполагается, что в начале движения относительная скорость направлена к цели, т. е. скорость сближения отрицательна). Дифференцируя выражения для обобщенных параметров (3.100)–(3.103) и подставляя в полученный результат уравнения (3.105), найдем

$$\dot{k} = \frac{V}{D} (k + u);$$

$$\dot{\tau} = \frac{a}{V} (1 - u\tau);$$

$$\dot{v} = u \frac{a}{V} v;$$

$$\dot{d} = - \frac{V}{D} d.$$

Переходя от t к τ в качестве независимой переменной, получим уравнения одномерного движения в обобщенных параметрах

$$k' = 2k \frac{k+u}{1-u\tau}, \quad (3.106)$$

$$v' = \frac{uv}{1-u\tau},$$

$$d' = -\frac{2kd}{1-u\tau},$$

где знак штриха означает дифференцирование по τ . Полагая, что

$$k = k_0; \quad \tau = 0; \quad v = d = 1 \quad \text{при} \quad t = t_0,$$

найдем

$$1-u\tau = \sqrt{\frac{k_0}{k} \frac{k+u}{k_0+u}} \quad (3.107)$$

$$v = \frac{1}{1-u\tau} \quad (3.108)$$

$$d = \frac{k_0+u}{k+u}. \quad (3.109)$$

Полученными соотношениями можно пользоваться для анализа одномерного относительного движения, когда ускорение от тяги двигателя перехватчика считается постоянным. Выражения (3.108) и (3.109) справедливы и для пассивных участков, но уравнение (3.107) при $u=0$ вырождается. Для того чтобы найти связь между k и τ при выключенном двигателе, положим $u=0$ в первом уравнении (3.106):

$$k' = 2k^2.$$

Интегрируя полученное уравнение, найдем

$$\tau = \tau_0 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{k_0} - \frac{1}{k} \right). \quad (3.110)$$

Для учета переменности массы перехватчика в одномерном движении введем новые обобщенные параметры: удельную скорость

$$q = \frac{V}{c}; \quad (3.111)$$

безразмерное ускорение

$$\alpha = \frac{a}{a_0}. \quad (3.112)$$

Учитывая уравнения движения (3.105) и имея в виду, что при постоянной тяге

$$a(t) = \frac{a_0}{1 - \frac{a_0}{c} t}, \quad (3.113)$$

запишем

$$\dot{k} = \frac{V}{D} \left(k - \frac{q}{2} + u \right), \quad (3.114)$$

$$\dot{q} = u \frac{a}{c}, \quad (3.115)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\alpha^2}{c}. \quad (3.116)$$

Заменяя переменные, будем иметь

$$\frac{dk}{dq} = u \frac{2k}{q} \left(k - \frac{q}{2} + u \right).$$

Подставив

$$l = \frac{1}{k},$$

получим

$$\frac{dl}{dq} - ul \left(1 - u \frac{2}{q} \right) = -u \frac{2}{q}. \quad (3.117)$$

Решая уравнение (3.117) методом вариации произвольной постоянной и возвращаясь затем к переменной k , найдем

$$k = \frac{q^2}{2(q+u) + C_0 \exp(uq)}, \quad (3.118)$$

где C_0 — постоянная, зависящая от начальных условий (k_0, ρ_0),

$$C_0 = \exp(-uq_0) \left[\frac{q_0^2}{k_0} - 2(q_0 + u) \right]. \quad (3.119)$$

Семейство траекторий $k(\rho)$ при торможении показано на рис. 3.15.

Найдем остальные соотношения для активных участков. Учитывая (3.115) и (3.116), можно записать, что

$$\frac{da}{dq} = u\alpha,$$

откуда

$$\alpha = \exp[u(q - q_0)], \quad (3.120)$$

и далее

$$\tau^0 = \frac{ta_0}{V_0} = \frac{1}{q_0} \left(1 - \frac{1}{\alpha} \right),$$

откуда с учетом (3.120)

$$\tau^0 = \frac{1 - \exp[u(\varrho_0 - \varrho)]}{\varrho_0} \quad (3.121)$$

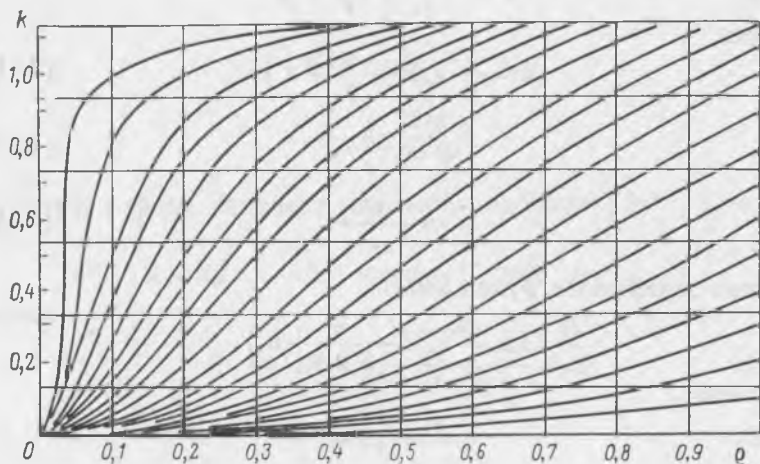


Рис. 3.15. Семейство траекторий $k(\varrho)$ при торможении

ДВУМЕРНОЕ СБЛИЖЕНИЕ В БЕЗГРАВИТАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Для вывода уравнений движения в обобщенных параметрах рассмотрим относительное движение перехватчика и цели в безгравитационном пространстве в соответствии с рис. 3.16 и выберем в качестве зависимых переменных параметры движения D

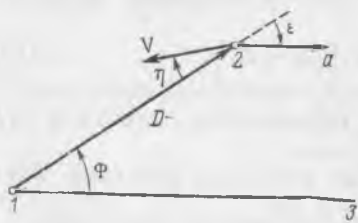


Рис. 3.16. Схема относительного движения перехватчика и цели:

1—цель; 2—перехватчик; 3—опорное направление

(относительная дальность), V (относительная скорость) и η (угол между вектором относительной скорости и линией визирования). Управляющими воздействиями будем считать параметр включения двигателя u (который теперь может иметь значения нуля или единицы) и угол между вектором ускорения и линией визирования ε . Уравнения, описывающие изменение этих переменных

во времени, нетрудно получить, например, путем соответствующего преобразования уравнений движения в лучевой системе координат (3.41), если считать величину ускорения a постоянной,

пренебречь относительным гравитационным ускорением и учесть следующие очевидные соотношения:

$$V^2 = D^2 + (\omega_{л.в} D)^2,$$

$$\operatorname{tg} \eta = \frac{\omega_{л.в} D}{\dot{D}}.$$

Искомые уравнения имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{D} &= -V \cos \eta, \\ \dot{V} &= -ua \cos(\varepsilon - \eta), \\ \dot{\eta} &= \frac{V}{D} \sin \eta - \frac{ua}{V} \sin(\varepsilon - \eta). \end{aligned} \quad (3.122)$$

Учитывая определения обобщенных параметров (3.100) — (3.104) и уравнения (3.122), можно записать производные по времени для k , τ , ν и d . Соответствующая производная для параметра торможения, например, имеет вид

$$\dot{k} = \frac{V}{D} [k \cos \eta - u \cos(\varepsilon - \eta)]. \quad (3.123)$$

Переходя от переменной t к переменной τ , получим

$$\frac{dk}{d\tau} = 2k \frac{k \cos \eta - u \cos(\varepsilon - \eta)}{1 + u\tau \cos(\varepsilon - \eta)}, \quad (3.124)$$

$$\frac{d\eta}{d\tau} = 2 \frac{k \sin \eta - 0,5u \sin(\varepsilon - \eta)}{1 + u\tau \cos(\varepsilon - \eta)}, \quad (3.125)$$

$$\frac{d\nu}{d\tau} = -\nu \frac{1 \cos(\varepsilon - \eta)}{1 + u\tau \cos(\varepsilon - \eta)}. \quad (3.126)$$

Система уравнений в обобщенных параметрах (3.124) — (3.126) эквивалентна системе уравнений движения (3.122). Однако система уравнений в обобщенных параметрах имеет одно очевидное преимущество, на котором мы сейчас и остановимся. Заменим в уравнении (3.125) независимую переменную τ переменной k . (Мы имеем право сделать это для всей плоскости параметров k — η , за исключением конечного числа особых точек). В результате получим

$$\frac{d\eta}{dk} = \frac{1}{k} \frac{k \sin \eta - 0,5u \sin(\varepsilon - \eta)}{k \cos \eta - u \cos(\varepsilon - \eta)}. \quad (3.127)$$

На уравнении (3.127) основано применение метода обобщенных параметров в безгравитационном пространстве. Уравнение показывает, что через любую точку плоскости параметров k и η , за исключением конечного числа особых точек, проходит единствен-

ная траектория $\eta(k)$, если угол ε является функцией только этих параметров:

$$\varepsilon = \varepsilon(k, \eta). \quad (3.128)$$

Подставляя в (3.127) $u=0$, найдем дифференциальное уравнение движения для пассивных участков, которое после интегрирования приведет к конечному уравнению

$$\frac{k}{\sin \eta} = \frac{k_0}{\sin \eta_0}. \quad (3.129)$$

При подстановке $u=0$ в уравнения (3.124) — (3.126) получим для пассивных участков

$$\tau = \tau^0 = \frac{\sin \eta_0}{2\dot{\tau}_0} (\operatorname{ctg} \eta_0 - \operatorname{ctg} \eta), \quad (3.130)$$

$$v = \operatorname{const}. \quad (3.131)$$

Для того чтобы определить возможное местоположение особых точек, приравняем одновременно нулю числитель и знаменатель правой части уравнения (3.127) при $u=1$. Объединяя полученные уравнения и исключая ε , будем иметь

$$k = \frac{1}{\sqrt{1 + 3 \sin^2 \eta}}.$$

Положение особых точек на кривой, описываемой этим уравнением, в конкретных случаях будет зависеть от выбранного вида функции (3.128), т. е. от метода наведения.

Таким образом, уравнение (3.127) позволяет пользоваться плоскостью двух параметров (k, η) для описания относительно го движения.

Применение метода обобщенных параметров заключается в том, что для заданной зависимости $\varepsilon(k, \eta)$ строится семейство траекторий $\eta(k)$, на которое наносят кривые постоянных значений τ (или τ^0) и v , отсчитываемых от некоторой произвольной начальной линии. (Эти кривые можно строить отдельно, чтобы не загромождать график). Если в траектории полета входят пассивные участки, то указанная совокупность кривых дополняется соответствующими графиками, вычисленными по уравнениям (3.129) — (3.131).

Используя семейство траекторий $\eta(k)$ и кривые $v(k, \eta) = \operatorname{const}$ и $\tau(k, \eta) = \operatorname{const}$, для любого метода наведения вида (3.128) при заданных начальных условиях можно сразу исследовать поведение траекторий сближения, определить продолжительность сближения, потребную характеристическую скорость и число переключений двигателя, если двигатель работает в ре-лейном режиме.

В некоторых случаях представляет интерес учет ограничений по угловой скорости и угловому ускорению поворота вектора тя-

ги. Для этого необходимо рассматривать вторые и третьи производные обобщенных параметров. Так, например, скорость изменения угла ε входит в следующее уравнение:

$$\frac{d^2\eta}{dk^2} = \frac{1}{2k^2} \frac{4k^2 \cos \eta \sin \eta - [k \cos \eta + \cos(\varepsilon - \eta)] \sin(\varepsilon - \eta) - \frac{1}{2} \frac{\dot{\varepsilon}}{\varepsilon}}{[k \cos \eta - \cos(\varepsilon - \eta)]^2}, \quad (3.132)$$

где $\frac{\dot{\varepsilon}}{\varepsilon} = \frac{\dot{\varepsilon}V}{a}$.

Для перехода к угловой скорости поворота вектора тяги относительно инерциальных осей достаточно учесть соотношение

$$\dot{\varepsilon}_и = 2k \sin \varepsilon - \dot{\varepsilon}.$$

В тех случаях, когда исследуется полет с постоянной угловой скоростью поворота двигателя, угловую скорость удобнее относить не к текущей, а к начальной линейной скорости. Для этого достаточно разделить числитель и знаменатель правой части уравнения (3.132) на v и добавить к нему соответствующее уравнение для dv/dk . Величину ε можно определить из уравнения

$$\frac{d\varepsilon}{dk} = \frac{\frac{\dot{\varepsilon}}{\varepsilon}}{2k [k \cos \eta - \cos(\varepsilon - \eta)]}.$$

Если двигатель перехватчика работает с постоянной тягой и учитывается изменение массы перехватчика, то уравнение (3.127) распадается на два уравнения:

$$\frac{d\eta}{dk} = \frac{1}{k} \frac{2k \sin \eta - \sin(\varepsilon - \eta)}{2k \cos \eta - 2 \cos(\varepsilon - \eta) - q}, \quad (3.133)$$

$$\frac{dq}{dk} = \frac{q}{k} \frac{\cos(\varepsilon - \eta)}{2k \cos \eta - 2 \cos(\varepsilon - \eta) - q}. \quad (3.134)$$

В этом случае использование плоскости двух параметров (k, η) невозможно, но тем не менее и при таких обстоятельствах метод обобщенных параметров, как будет показано ниже, позволяет выяснить некоторые общие закономерности сближения.

УЧЕТ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ГРАВИТАЦИОННОГО УСКОРЕНИЯ

Рассмотрим для простоты компланарное движение, когда цель находится на круговой орбите. В этом случае в качестве величины b в уравнении (3.99) целесообразно выбрать величину $D\omega_{ц}^2/2$ — множитель перед относительным гравитационным ус-

корением [см. выше разд. 2 уравнение (3.13а)]. Тогда параметр торможения будет характеризоваться формулой

$$k = \frac{V^2}{D^2 \omega_{II}^2}. \quad (3.135)$$

Но здесь вместо k удобнее воспользоваться безразмерным параметром h :

$$h = \frac{D \omega_{II}}{V} = \frac{1}{\sqrt{k}}. \quad (3.136)$$

Пользуясь тем же приемом, что и в предыдущем подразделе (см. стр. 188), получим систему уравнений, аналогичную системе (3.122):

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -a \cos(\varepsilon - \eta) + \frac{D \omega_{II}^2}{2} [3 \cos(2\Phi - \eta) - \cos \eta], \\ \dot{\eta} &= \frac{D \omega_{II}^2}{2V} [3 \sin(2\Phi - \eta) + \sin \eta] - \frac{a}{V} \sin(\varepsilon - \eta) + \frac{V \sin \eta}{D}, \\ \dot{\Phi} &= \frac{V \sin \eta}{D} - \omega_{II}, \\ \dot{D} &= -V \cos \eta, \end{aligned} \quad (3.137)$$

где Φ — угол между вектором относительной дальности и местной горизонталью цели. Иногда вместо угла η удобнее пользоваться углом δ между вектором относительной скорости и местной горизонталью цели, а вместо ε — углом φ :

$$\delta = \eta - \Phi; \quad \varphi = \Phi - \varepsilon.$$

Переходя к уравнениям для пассивного полета и введя безразмерный параметр h , получим дифференциальные уравнения для безразмерных параметров

$$\begin{aligned} \frac{d\eta}{dh} &= \frac{1}{h} \frac{2 \sin \eta + h^2 (3 \sin \alpha + \sin \eta)}{2 \cos \eta + h^2 (3 \cos \alpha - \cos \eta)}, \\ \frac{d\alpha}{dh} &= \frac{1}{h} \frac{2 \sin \eta - h^2 (3 \sin \alpha + \sin \eta) - 4h}{2 \cos \eta + h^2 (3 \cos \alpha - \cos \eta)}. \end{aligned} \quad (3.138)$$

Здесь $\alpha = 2\Phi - \eta$.

Уравнения (3.138) описывают поведение трех обобщенных параметров h , α и η во время движения перехватчика с выключенным двигателем относительно цели, движущейся по круговой орбите.

Интегрируя уравнения (3.138) и переходя к углам Φ и δ , получим [13]

$$\left(\frac{h \cos \Phi - \sin \delta}{h \sin \Phi - \cos \delta} \right)^2 + \left(\frac{2 \cos \delta - h \sin \Phi}{h \sin \Phi - \cos \delta} \right)^2 = C_1^2 + C_2^2, \quad (3.139)$$

$$\frac{h \cos \Phi - \sin \delta}{h \sin \Phi - \cos \delta} = C_2 \sin \frac{1}{3} \left(\frac{2 \sin \delta - h \cos \delta}{h \sin \Phi - \cos \delta} - C_3 \right) + \\ + C_1 \cos \frac{1}{3} \left(\frac{2 \sin \delta - h \cos \delta}{h \sin \Phi - \cos \delta} - C_3 \right).$$

В процессе вывода можно получить еще одно полезное соотношение:

$$v = \frac{h_0 \sin \Phi_0 - \cos \delta_0}{h \sin \Phi - \cos \delta}. \quad (3.140)$$

В уравнениях (3.139) C_1, C_2, C_3 — постоянные, зависящие от начальных условий:

$$C_1 = \frac{h_0 \cos \Phi_0 - \sin \delta_0}{h_0 \sin \Phi_0 - \cos \delta_0}, \\ C_2 = \frac{2 \cos \delta_0 - h_0 \sin \Phi_0}{h_0 \sin \Phi_0 - \cos \delta_0}, \\ C_3 = \frac{2 \sin \delta_0 - h_0 \cos \Phi_0}{h_0 \sin \Phi_0 - \cos \delta_0}. \quad (3.141)$$

Применение полученных соотношений для исследования сближения будет показано ниже.

5. ПРИМЕНЕНИЕ ОБОБЩЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО СБЛИЖЕНИЯ

Попытаемся применить результаты, полученные в разд. 4, к решениям задач, рассмотренных в разд. 3, чтобы представить эти решения в более простом и обозримом виде.

ОДНОМЕРНОЕ СБЛИЖЕНИЕ

Пусть перехватчик движется прямо на цель ($\eta=0$) и сближение нужно осуществить за минимальное время. При допущении о постоянстве массы в соответствии с результатами, полученными в разд. 3, перехватчик сначала разгоняется до выполнения условия переключения (3.93), т. е. $k^*=1$, затем происходит торможение до тех пор, пока не будут удовлетворены конечные условия сближения. Этот результат вполне согласуется с изве-

стными свойствами оптимальных по быстродействию систем [15]. Критерий минимального расхода топлива в данном случае адекватен критерию минимальной характеристической скорости. Но если начальная скорость сближения отрицательна (а далее мы повсюду будем полагать именно такие начальные условия, так как к ним нетрудно перейти от любых других, и они более целесообразны), то минимальная характеристическая скорость в данном случае будет численно равна начальной скорости. Тогда вполне естественно считать оптимальным по расходу топлива следующий маневр: 1) пассивный полет до $k=k^*=1$; 2) торможение до выполнения условий сближения. Можно, конечно, производить торможение по частям, т. е. сначала затормозить перехватчик до какой-то промежуточной скорости. Но, как нетрудно видеть, это приведет к увеличению времени сближения, хотя требуемая характеристическая скорость останется неизменной. В том случае, когда время сближения ограничено, потребуются разгон аппарата до некоторой большей скорости, затем пассивный полет и, наконец, обычное торможение. По мере уменьшения заданного времени сближения пассивный участок между участками разгона и торможения будет сокращаться и в предельном случае, когда заданное время будет равно минимально возможному, пассивный участок вообще исчезнет — сближение станет оптимальным по продолжительности.

Найдем минимальное время сближения и соответствующий расход топлива (характеристической скорости). Безразмерное время разгона определим из выражений (3.104), (3.107) и (3.108), подставив туда $k=1$ и $u=1$:

$$\tau_p^0 = \tau_p v_p = \sqrt{\frac{1+k_0}{2k_0}} - 1, \quad (3.142)$$

где индекс p относится к участку разгона.

Относительная скорость и дальность до цели изменяются соответственно за это время в следующее число раз:

$$v_p = \sqrt{\frac{1+k_0}{2k_0}}, \quad (3.143)$$

$$d_p = \frac{1+k_0}{2}. \quad (3.144)$$

Безразмерное время торможения τ_T от момента выполнения условия $k=1$ и до момента выполнения конечных условий сближения равно единице. Понятно, что эта величина отнесена не к начальной скорости V_0 , а к скорости V_1 , соответствующей моменту начала торможения. Для того чтобы найти время торможения, отнесенное к начальной скорости, необходимо восполь-

зоваться следующим преобразованием, где t_p — размерная продолжительность разгона:

$$\tau_r^0 = \tau_r^1 v_1 = \frac{V_1}{V_0} = \frac{V_0 + at_p}{V_0} = 1 + \tau_p^0.$$

Тогда минимально возможное суммарное время сближения, нормализованное по V_0 , будет

$$\tau_{\min}^0 = \tau_p^0 + \tau_r^0 = 1 + 2\tau_p^0 = \sqrt{\frac{2(1+k_0)}{t_0}} - 1. \quad (3.145)$$

В данном случае величина τ_{\min}^0 является также и мерой расхода топлива, так как общие затраты характеристической скорости на сближение

$$V_x = \tau_{\min}^0 V_0 = t_{\Sigma} a,$$

где t_{Σ} — суммарное время сближения, оптимального по продолжительности. Вводя пассивный участок, можно уменьшить полное время работы двигателя и, следовательно, расход топлива. Общая продолжительность сближения при этом будет, естественно, возрастать. (Пассивный участок должен вводиться за счет участка разгона, так как участок торможения, начиная с $k=1$, обязателен для любого этапа сближения). Постепенным увеличением пассивного участка и сокращением участка разгона достигается, наконец, траектория с нулевым участком разгона. Нетрудно видеть, что в этом случае будет иметь место наименьший расход топлива, так как на разгон топливо расходоваться не будет. Вместо того чтобы во время первого активного участка полета разгонять перехватчик, его можно затормаживать, но расход топлива от этого не уменьшится (так как общая характеристическая скорость не может быть меньше начальной скорости V_0), а продолжительность сближения увеличится. Таким образом, теоретически оптимальная по расходу топлива при наименьшем времени сближения схема полета заключается в пассивном полете до момента, когда $k=1$ и в последующем торможении до нулевых конечных условий. Следует отметить, что в фактических условиях полета из-за наличия ошибок измерений и ошибок реализации управляющих ускорений приходится увеличивать число пассивных (и, следовательно, активных) участков (см. ниже разд. 6).

Очевидно, что минимальная безразмерная характеристическая скорость сближения равна единице, так как она численно равна безразмерному времени торможения при $k=1$. Безразмерную продолжительность сближения с минимальным расходом топли-

ва найдем из уравнения (3.110), учитывая, что скорость на пассивном участке не изменяется.

$$\tau_{\text{м.р.т}}^0 = \tau_{\text{пас}}^0 + \tau_i^0 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{k_0} - 1 \right) + 1 = \frac{1 + k_0}{2k_0}. \quad (3.146)$$

Здесь $\tau_{\text{м.р.т}}^0$ — безразмерная продолжительность сближения с минимальным расходом топлива, $\tau_{\text{пас}}^0$, τ_i^0 — безразмерные продолжительности пассивного участка и участка торможения соответственно.

Таким образом, при одномерном сближении в предположениях о постоянстве массы перехватчика и безгравитационном пространстве в алгоритмы управления двигателем, оптимальные как по продолжительности полета, так и по расходу топлива входит только одна переменная — обобщенный параметр k . Полученные результаты применимы и для перехватчика с продольными и поперечными двигателями. Движение такого перехватчика параллельно каждой из трех опорных осей может рассматриваться независимо как одномерный маневр сближения, и в этом случае отдельно для каждого канала можно использовать полученные выше формулы, подставляя в них соответствующие проекции координат, скоростей и ускорений.

Допущение о постоянстве массы, на котором основаны приведенные выше формулы, не всегда может быть справедливым, в особенности, если двигатели работают длительное время и развивают большую тягу. В работе [68], а также в конце разд. 3 для одномерного сближения перехватчика с переменной массой были получены условия переключения двигателя, содержащие большое число переменных. Однако условия переключения двигателя при выполнении сближения можно выразить всего лишь двумя обобщенными параметрами [12].

Не останавливаясь на выводе условий оптимального сближения в безгравитационном пространстве с учетом переменности массы, кратко перечислим эти условия.

1. Для сближения за минимальное время двигатель перехватчика должен работать непрерывно с максимальной тягой; сначала происходит разгон перехватчика до некоторого значения k^* (большее единицы), а затем — торможение до выполнения условий сближения.

2. Для сближения с минимальным расходом топлива при неограниченном времени движения траектория полета должна начинаться с пассивного участка до указанного в п. 1 значения k^* , после чего включается двигатель и производится торможение до выполнения конечных условий.

3. Для сближения с минимальным расходом топлива при заданной продолжительности полета траектория полета состоит из первого активного участка — разгона до k_1 (значение которого

определяется заданной продолжительностью сближения), пассивного полета до k^* и второго активного участка — торможения до выполнения конечных условий.

В случае постоянной тяги условия переключения можно выразить уравнением (3.95). Подставим в (3.95) выражения обобщенных параметров (3.100) и (3.111). Получим

$$k^* = \frac{q^{q^*}}{2[\exp(-q^*) + q^* - 1]} \quad (3.147)$$

Здесь индекс * обозначает величины в момент, начиная с которого можно при непрерывно работающем двигателе привести перехватчик в точку встречи с нулевой относительной скоростью.



Рис. 3.17. Условие переключения для одномерного сближения при минимальном расходе топлива с учетом переменности массы

На рис. 3.17 показано условие переключения, т. е. граница включения двигателя $k^*(q^*)$ (сплошная линия). Линия $k^*(q^*)$ представляет собой также траекторию относительного движения в плоскости двух параметров после включения двигателя в соответствии с указанным условием.

Формула (3.147) неудобна для расчетов, так как при пользовании ею приходится выполнять деление малых величин. Учитывая, что величину e^{-q} можно представить в виде ряда

$$e^{-q} = \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \frac{q^n}{n!},$$

перепишем (3.147) в виде

$$k^* = \frac{1}{1 - \frac{q^*}{3} + \frac{q^{*2}}{12} - \frac{q^{*3}}{60} + \dots} = \left[2 \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \frac{q^{*n}}{(n+2)!} \right]^{-1}. \quad (3.148)$$

Расчет k^* по формуле (3.148) можно вести до некоторого конечного числа членов. В частности, для нулевого приближения (допущение о постоянстве массы)

$$k^* = 1.$$

Ошибка из-за отбрасывания старших членов определяется выражением

$$\Delta k^* = \frac{2q^{*i}}{(i+2)! k^{*i}}, \quad (3.149)$$

где i — номер первого из отброшенных членов.

Таким образом, из формулы (3.149) следует, что чем больше отношение начальной скорости к скорости истечения отличается от нуля, тем больше отличается от единицы значение k^* , при котором должен начинаться маневр торможения, приводящий к встрече. В частности, при $\rho^* = 1$ (относительная скорость равна скорости истечения) маневр торможения нужно начинать при

$$k^* = \frac{e}{2} \cong 1,36.$$

Подставляя в уравнение (3.121) условие конца торможения ($\rho = 0$), найдем безразмерную продолжительность участка торможения

$$\tau^0 = \frac{t_{\tau a_0}}{V_0} = \frac{1 - \exp(-q^*)}{q^*}. \quad (3.150)$$

Представляя e^{-q^*} в виде ряда, перепишем формулу (3.150) следующим образом:

$$\tau^0 = 1 - \frac{q^*}{2} + \frac{q^{*2}}{6} - \frac{q^{*3}}{24} + \dots = \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \frac{q^{*n}}{(n+1)!}. \quad (3.151)$$

Траектория сближения с минимальным расходом топлива, как и ранее, состоит из пассивного участка, продолжающегося до выполнения условия $k = k^*$, и последующего участка торможения (см. рис. 3.17).

В заключение запишем без вывода формулу, характеризующую продолжительность оптимального по расходу топлива одномерного сближения при учете переменности массы,

$$\tau_{\text{м.р.т}}^0 = \tau_{\text{м.р.т}}^0 - \Delta(\varrho).$$

Здесь $\tau_{\text{м.р.т}}^0$ — безразмерная продолжительность сближения при переменной массе перехватчика; $\tau_{\text{м.р.т}}^0$ — то же, при постоянной массе, а

$$\Delta(\varrho) = \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \varrho^n \frac{n+1}{(n+2)!} \text{ — поправка на переменность массы.}$$

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ УСТРАНЕНИЕ ПРОЛЕТА И СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ

В разд. 3 для маневра устранения пролета были получены выражения (3.88) и (3.89), определяющие оптимальную ориентацию вектора ускорения и соответствующую минимальную продолжительность этого маневра. Пользуясь обобщенными параметрами (3.100) и (3.101), можно эти уравнения представить в более компактном виде:

$$\tau_{\text{min}}^0 = \frac{Ta}{V_0} = \cos(\varepsilon_n - \eta_0), \quad (3.152)$$

$$\cos \varepsilon_n = k_0 \cos^2(\varepsilon_n - \eta_0). \quad (3.153)$$

Из этих формул видно, что оптимальный угол ориентации ε_n (отсчитываемый от начального направления линии визирования, которое совпадает с инерциальной осью x) и безразмерное время устранения пролета зависят только от начальных значений параметра торможения k_0 и угла η_0 . Эти зависимости построены на рис. 3.18 и 3.19, откуда следует, что при больших начальных значениях угла η_0 оптимальная ориентация вектора ускорения может значительно отличаться от обычно рекомендуемой ($\varepsilon = 90^\circ$). Из рис. 3.18 видно, что при больших значениях k_0 угол ε_n неоднозначно зависит от η_0 . В таких случаях из имеющихся значений ε_n следует выбирать наибольшие, так как в соответствии с уравнением (3.152) они обеспечивают меньшее время маневра.

Интересно сравнить время маневра и требуемые характеристические скорости для обоих случаев ориентации вектора ускорения — оптимальной и под углом 90° к линии визирования. Для этого запишем проекцию уравнения сил на нормаль к дальности D для случая $\varepsilon = 90^\circ$ (см. выше разд. 2)

$$D\dot{\omega}_{\text{д.н}} + 2D\omega_{\text{д.н}} = a_n. \quad (3.154)$$

Здесь $\omega_{л.в}$ — угловая скорость линии визирования; a_n — ускорение от тяги двигателя по нормали к линии визирования. Про-

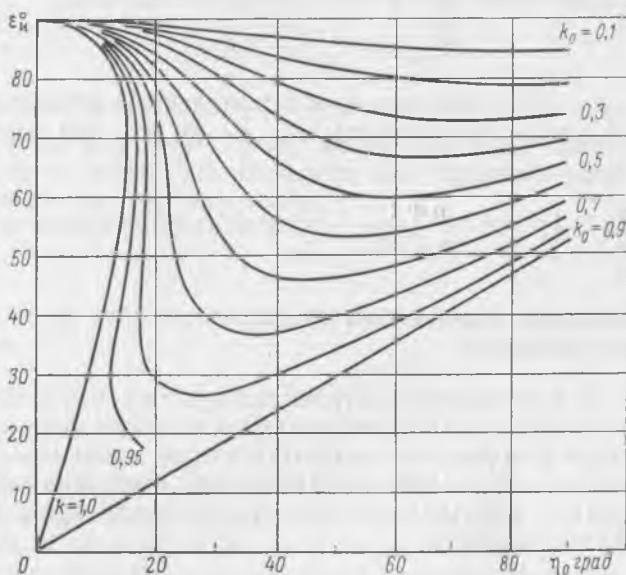


Рис. 3.18. Зависимость оптимального угла ориентации вектора управляющего ускорения ε_n от начальных значений угла η_0 и параметра торможения k_0 , обеспечивающая минимальное время устранения нормальной скорости

екцию уравнения сил на линию визирования, которая в данном случае имеет вид

$$\ddot{D} - D\omega_{л.в}^2 = 0,$$

можно для малых значений угла η свести к виду

$$\ddot{D} = 0.$$

Отсюда

$$D = D_0 + \dot{D}_0 t. \quad (3.154a)$$

Подставив (3.154a) в (3.154), получим

$$\dot{\omega}_{л.в} + \frac{2\dot{D}_0}{D_0 + \dot{D}_0 t} \omega_{л.в} = \frac{a_n}{D_0 + \dot{D}_0 t}.$$

Последнее уравнение решается методом вариации постоянной, в результате чего получим

$$\omega_{л.в} = \frac{1}{D^2} \left[a_n \left(D_0 t + \dot{D}_0 \frac{t^2}{2} \right) + \omega_{л.в0} D_0^2 \right]. \quad (3.155)$$

С учетом соотношения

$$V_H = \omega_{Л.В} D,$$

где V_H — нормальная к линии визирования составляющая относительной скорости, или нормальная скорость, получим

$$V_H = \frac{1}{D} \left[a_H t \left(D_0 + D \frac{t}{2} \right) + V_{H0} D_0 \right]. \quad (3.155a)$$

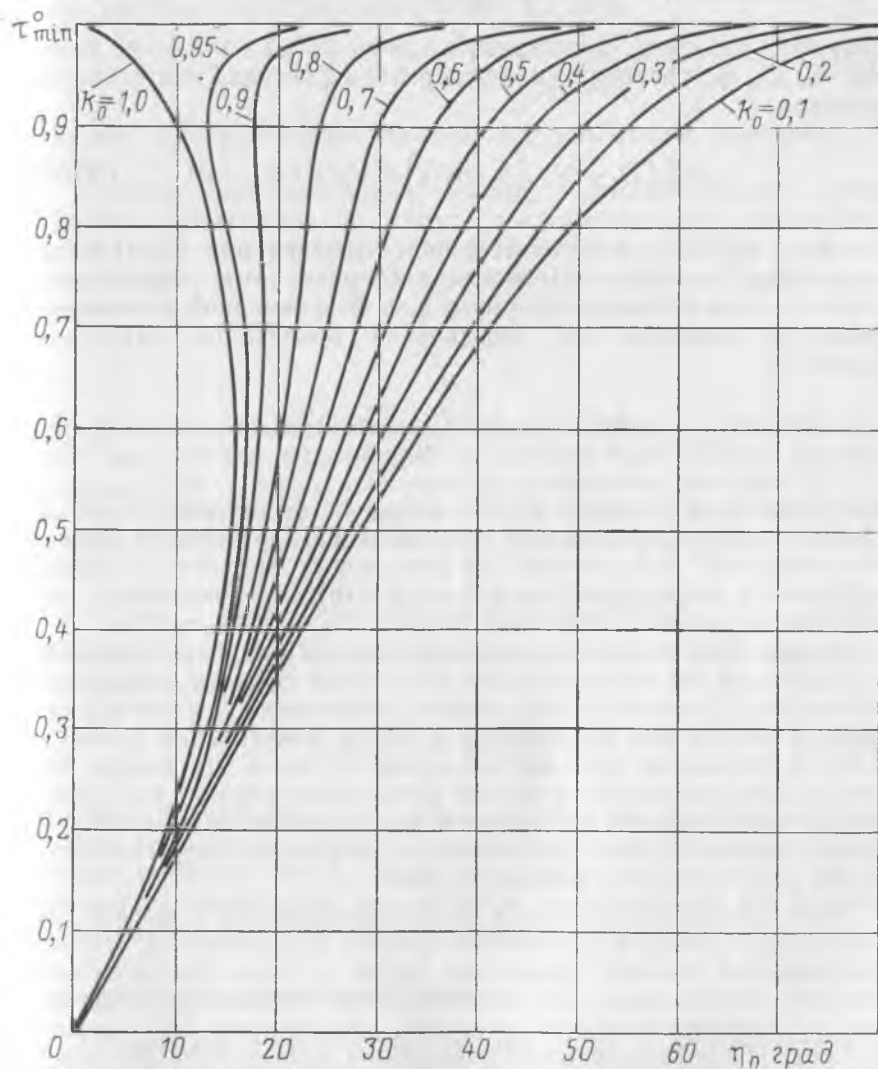


Рис. 3.19. Зависимость безразмерного минимального времени устранения нормальной скорости τ_{min}^0 от начальных значений угла η_0 и параметра торможения k_0

Учитывая очевидные соотношения

$$\dot{D}_0 = -V_0 \cos \eta_0,$$

$$V_{H0} = V_0 \sin \eta_0,$$

и условие окончания маневра

$$V_H = 0,$$

получим уравнение, связывающее между собой начальные условия V_0 , D_0 , η_0 , располагаемое ускорение a_H и продолжительность маневра

$$-aT_H \left(D_0 - V_0 \frac{T_H}{2} \cos \eta_0 \right) + V_0 D_0 \sin \eta_0 = 0, \quad (3.156)$$

где $a = -a_H$; T_H — продолжительность маневра при нормальной ориентации двигателя. Переходя к безразмерным параметрам, запишем окончательную формулу для безразмерной продолжительности маневра при нормальной ориентации двигателя ($\varepsilon = 90^\circ$):

$$\tau_H = \frac{a_H T_H}{V_0} \approx \frac{1 - \sqrt{1 - 2k_0 \sin 2\eta_0}}{2k \cos \eta_0}. \quad (3.157)$$

Вычисляя τ_H по формуле (3.157) и τ_{\min} по формулам (3.152) и (3.153), можно сравнить оба вида маневра. Из расчетов видно, что при $\eta_0 = 20^\circ$ и k_0 порядка 0,8 выигрыш во времени (и, следовательно, в характеристической скорости) от применения оптимального метода устранения пролета составляет $\sim 10\%$.

Рассмотрим метод последовательного наведения, состоящий в раздельном последовательном устранении пролета и скорости сближения. Согласно этому методу работающий двигатель сначала ориентируется по нормали к линии визирования ($\varepsilon = 90^\circ$) и после устранения пролета выключается; после пассивного полета, заканчивающегося в момент выполнения условия $k=1$, двигатель ориентируется вдоль линии визирования цели ($\varepsilon = 0$) и вновь включается, чем обеспечивается устранение скорости сближения и выполнение конечных условий.

Зная продолжительность и характеристическую скорость отдельно для маневров устранения пролета и торможения, можно приближенно оценить суммарные время и характеристическую скорость, необходимые для осуществления сближения. С достаточным основанием можно полагать, что скорость на участке устранения пролета остается неизменной и равной V_0 . Поэтому безразмерная продолжительность движения на этом участке и на пассивном участке движения до значения $k=1$ определяется по формулам для одномерного сближения, а полная продолжитель-

ность полета вместе с торможением согласно формуле (3.146) составит

$$\tau_{\Sigma} = \frac{1 + k_0}{2k_0}. \quad (3.158)$$

Полное безразмерное время работы двигателя равно сумме τ_{Π} (формула 3.157) и безразмерного времени торможения τ_{τ} , которое, как было показано выше, равно единице:

$$\tau_{\text{д.в.}} = 1 + \tau_{\Pi} = 1 + \frac{1 - \sqrt{1 - 2k_0 \sin 2\eta_0}}{2k_0 \cos \eta_0}. \quad (3.159)$$

На рис. 3.20 приведены значения $\tau_{\text{д.в.}}$ для малых значений угла η_0 .

Границу зоны начальных условий, в которой может осуществляться сближение по методу последовательного наведения, определим, приравнявая продолжительность маневра устранения пролета τ_{Π} к продолжительности одномерного сближения с выключенным двигателем до условия $k=1$, равной

$$\frac{1 - k_0}{2k_0}.$$

Действительно, так как скорость на участке устранения пролета мы считаем неизменной, то должно выполняться условие $\tau_{\Pi} \geq \tau_{\text{пас}}$. При $\tau_{\Pi} < \tau_{\text{пас}}$ этот маневр закончится уже при $k > 1$ и после торможения перехватчик придет к цели с ненулевой скоростью. Таким образом, искомая граница определяется уравнением

$$1 - \sqrt{1 - 2k_0 \sin 2\eta_0} = (1 - k_0) \cos \eta_0. \quad (3.160)$$

Положив $\cos \eta_0 \approx 1$, можно получить более простое выражение для этой границы

$$\eta_0 \approx \frac{1}{2} \arcsin \frac{1 - k_0^2}{2k_0}. \quad (3.161)$$

На рис. 3.21 показана зона начальных условий, при которых возможно сближение методом последовательного наведения для малых значений угла η . Здесь же пунктиром нанесена граница соответствующей зоны для методов оптимального двумерного сближения, к рассмотрению которых мы и переходим.

СБЛИЖЕНИЕ ЗА МИНИМАЛЬНОЕ ВРЕМЯ

Полученные в разд. 3 соотношения (3.78), определяющие константы программы оптимального по продолжительности сближения и минимальную продолжительность сближения при ненулевом начальном мгновенном пролете, также при помощи обобщенных параметров можно привести к более компактному виду.

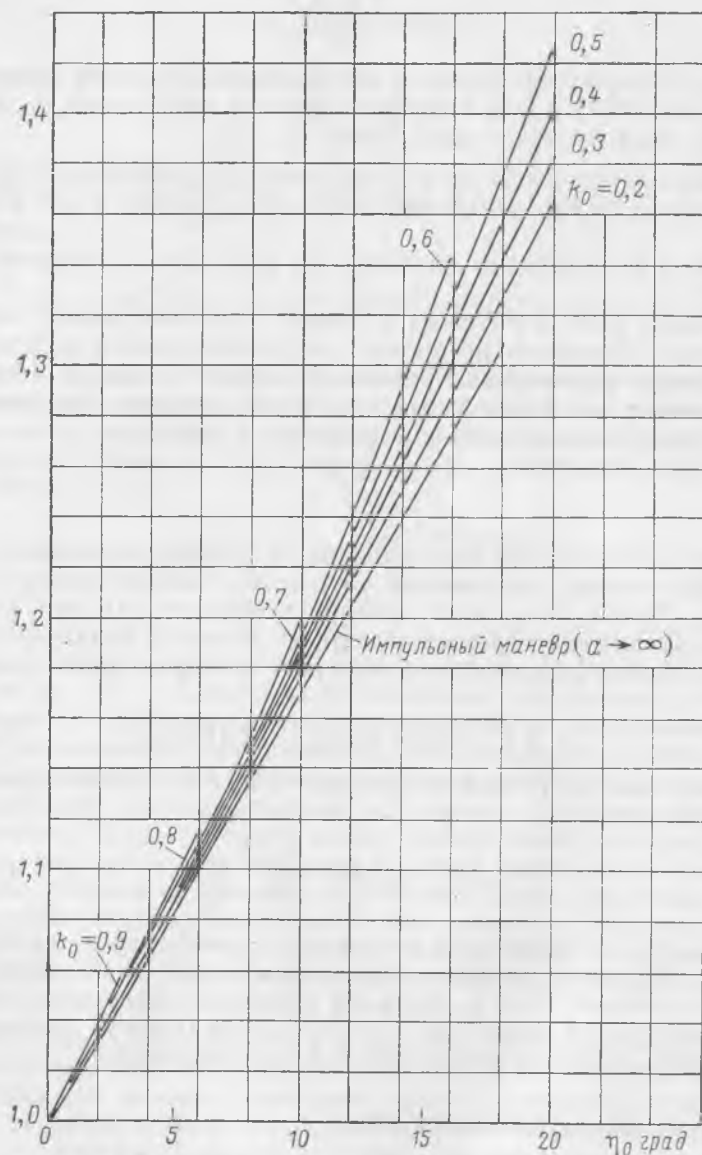
$\tau_{дв}$ 

Рис. 3.20. Зависимость полного безразмерного времени работы двигателя $\tau_{дв}$ (безразмерной характеристической скорости) от начального угла η_0 и параметра торможения k_0 для сближения по методу последовательного наведения

Для этого воспользуемся преобразованиями координат по формулам (3.87) и выражениями параметров k и τ (3.100) и (3.101). В результате уравнения (3.78) примут вид*

$$\tau = \frac{\tilde{\beta} \sin \eta_0 - \tilde{\alpha} \cos \eta_0 + k_0^{-1}}{\sqrt{\tilde{\alpha}^2 + \tilde{\beta}^2} + \cos \eta_0 - \gamma \sin \eta_0}, \quad (3.162)$$

$$\gamma = 2(\tilde{\alpha} \sin \eta_0 + \tilde{\beta} \cos \eta_0) k_0, \quad (3.163)$$

$$\sqrt{\tilde{\alpha}^2 + \tilde{\beta}^2} - \sqrt{(\tau - \tilde{\alpha})^2 + (\gamma\tau - \tilde{\beta})^2} = \gamma \sin \eta_0 - \cos \eta_0, \quad (3.164)$$

$$\frac{\tilde{\beta} - \gamma\tilde{\alpha}}{\sqrt{1 + \gamma^2}} \ln \frac{\tilde{\alpha} + \tilde{\beta}\gamma + \sqrt{(1 + \gamma^2)(\tilde{\alpha}^2 + \tilde{\beta}^2)}}{\tilde{\alpha} + \tilde{\beta}\gamma - (1 + \gamma^2)\tau + \sqrt{(1 + \gamma^2)[(\tau - \tilde{\alpha})^2 + (\gamma\tau - \tilde{\beta})^2]}} = \sin \eta_0 + \gamma \cos \eta_0. \quad (3.165)$$

Здесь

$$\tilde{\alpha} = \frac{aa}{V_0}; \quad \tilde{\beta} = \frac{za}{V_0}.$$

Из уравнений (3.162)—(3.165) видно, что безразмерные постоянные оптимальной программы $\tilde{\alpha}$, $\tilde{\beta}$, γ и безразмерное время

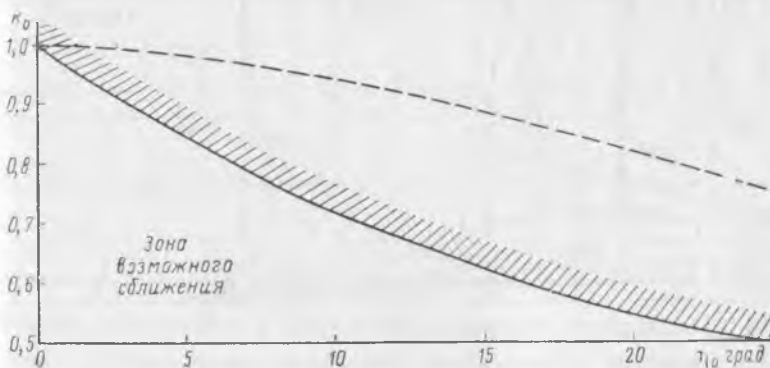


Рис. 3.21. Зона начальных условий, при которых возможно сближение по методу последовательного наведения

оптимального по продолжительности сближения зависят теперь только от двух величин, включающих начальные условия — параметра торможения k_0 и угла η_0 . Зависимости постоянных оптимальной программы от k_0 и η_0 можно вычислить для необходимого диапазона начальных условий и затем использовать для построения программ управления вектором тяги, обеспечивающих сближение за минимальное время. Для этого нужно численно решать систему уравнений (3.162)—(3.165). Решение

* Напомним, что в данном случае в τ входит время T , оставшееся до конца сближения, т. е. $\tau = Ta/V_0$.

этой системы облегчается тем обстоятельством, что уравнения (3.162) и (3.163) разрешены относительно τ и γ , поэтому итерации будут производиться только по параметрам $\tilde{\alpha}$ и $\tilde{\beta}$. На рис. 3.22—3.25 построены зависимости $\tilde{\alpha}$, $\tilde{\beta}$, $\delta = \text{arctg} \gamma$ и τ от начальных условий. Разрывы на отдельных кривых объясняются приближением k_0 и η_0 к условиям, когда $\delta \rightarrow \pi/2$, и, следовательно,

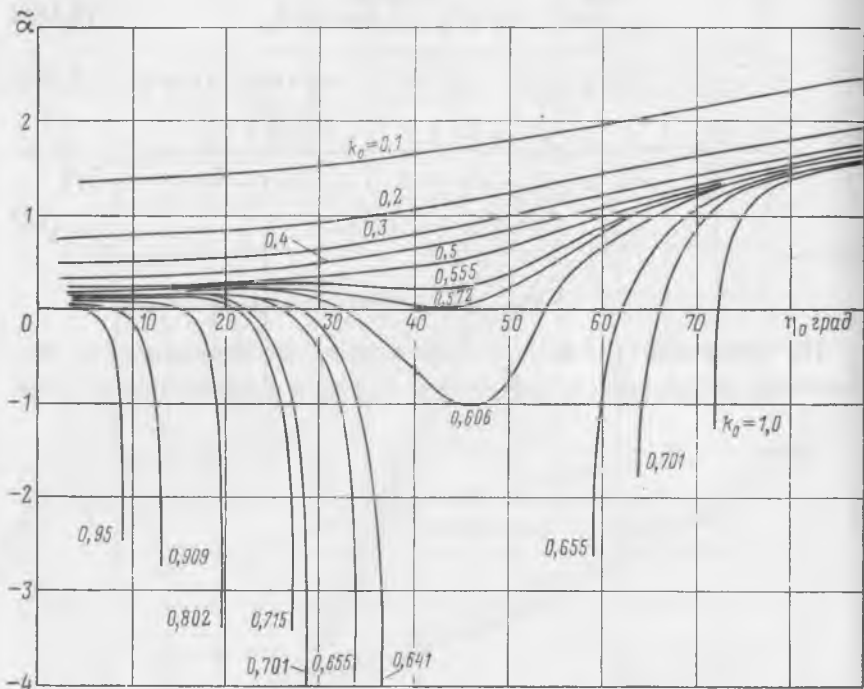


Рис. 3.22. Зависимость безразмерной постоянной $\tilde{\alpha}$ от начальных условий

но, $\gamma \rightarrow \infty$. Геометрически эти условия соответствуют случаю, когда за время сближения вектор дальности поворачивается более чем на 90° . Таким образом, кривую в плоскости k_0, η_0 , для которой $\delta = \pi/2$, можно условно принять за границу зоны возможного сближения.

Перестроив соответствующим образом кривые на рис. 3.25, получим изохроны сближения в плоскости k_0, η_0 , приведенные на рис. 3.26. Каждая линия на этом рисунке соответствует совокупности начальных условий, при которых обеспечивается сближение в течение постоянного (минимального) безразмерного времени. На этом же рисунке показана заштрихованная область начальных условий, при которых сближение невозможно без поворота вектора дальности на угол $> 90^\circ$ (см. также рис. 3.21). Поскольку при сближении за минимальное время двигатель дол-

жен работать непрерывно, рис. 3.26 может быть использован также для оценки требуемых энергетических затрат, если учесть, что в данном случае величина $\tau = \tau_{\min}$ численно равна отношению характеристической скорости к относительной скорости перехватчика в начале полета.

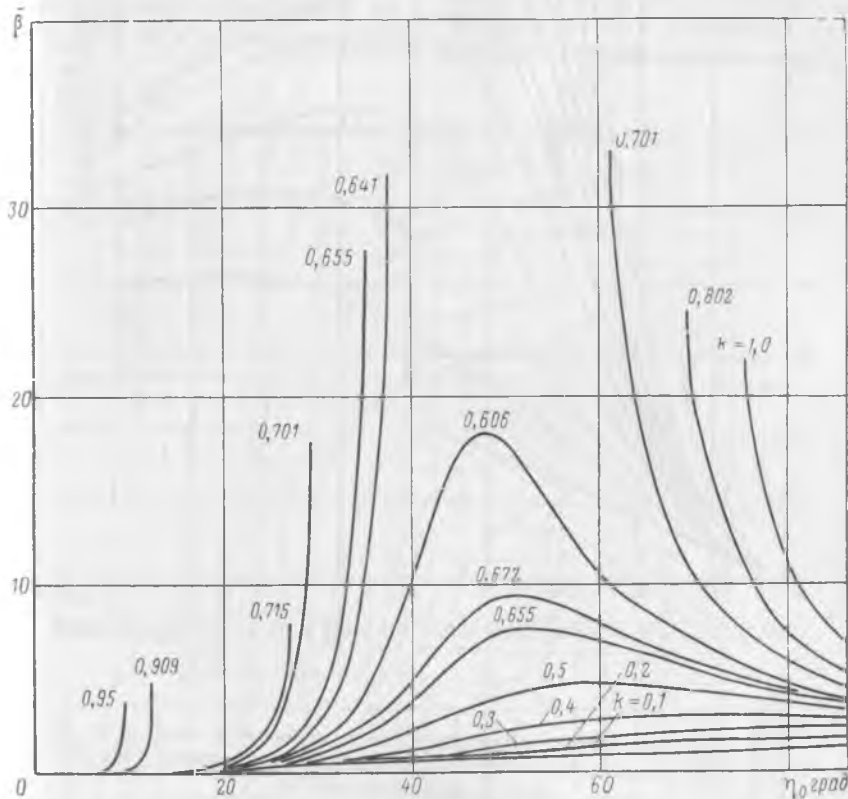


Рис. 3.23. Зависимость безразмерной постоянной $\tilde{\beta}$ от начальных условий

Оптимальная программа ориентации вектора ускорения в соответствии с уравнением (3.75) имеет вид

$$\operatorname{tg} \varepsilon_{и} = \frac{\gamma t - V_0 \tilde{\beta} / a}{t - V_0 \tilde{\alpha} / a}, \quad (3.166)$$

причем в начальный момент времени угол ориентации вектора ускорения относительно инерциальной оси x равен

$$\varepsilon_{и0} = \operatorname{arctg} \frac{\tilde{\beta}}{\tilde{\alpha}}. \quad (3.167)$$

Отсюда следует, что угол $\varepsilon_{и0}$, так же как и безразмерные постоянные оптимальной программы, зависит только от двух пара-

$$\delta = \arctg \gamma$$

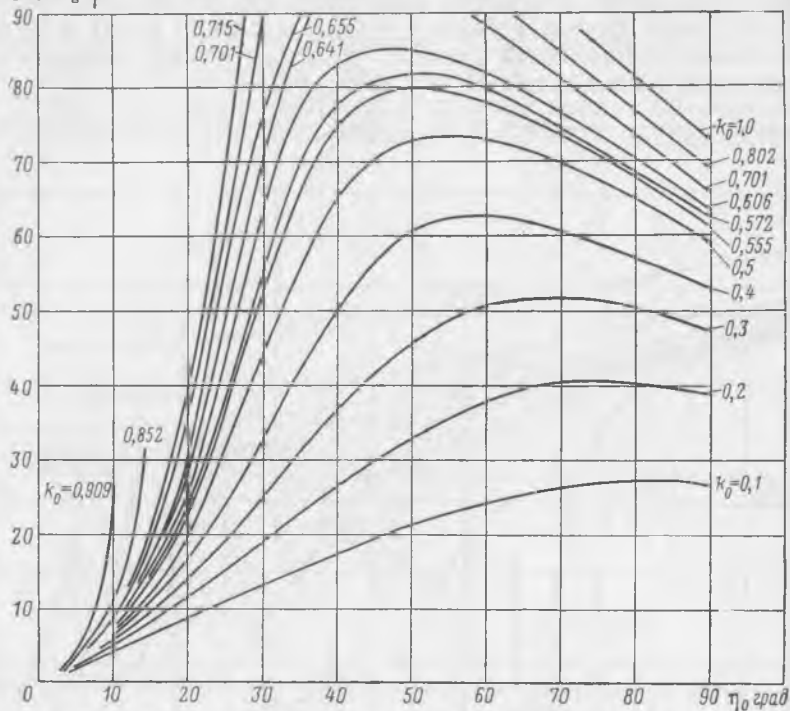


Рис. 3.24. Зависимость постоянной $\delta = \arctg \gamma$ от начальных условий

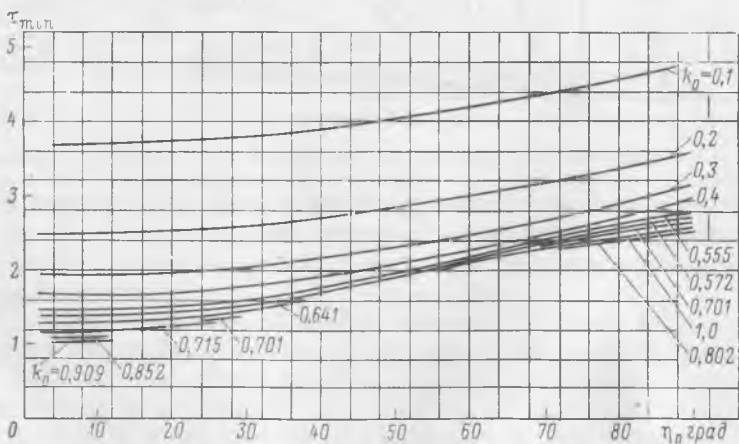


Рис. 3.25. Зависимость безразмерного времени τ оптимального по продолжительности сближения от начальных условий

метров k_0 и η_0 . Если в процессе сближения в каждый момент времени текущие значения параметров k , η рассматривать как начальные, то подстановка их в уравнения (3.162)—(3.165) и последующее использование уравнения (3.167) дадут возможность определить угол ориентации управляющего ускорения относительно мгновенного направления вектора дальности (так как направление инерциальной оси x выбиралось вдоль началь-

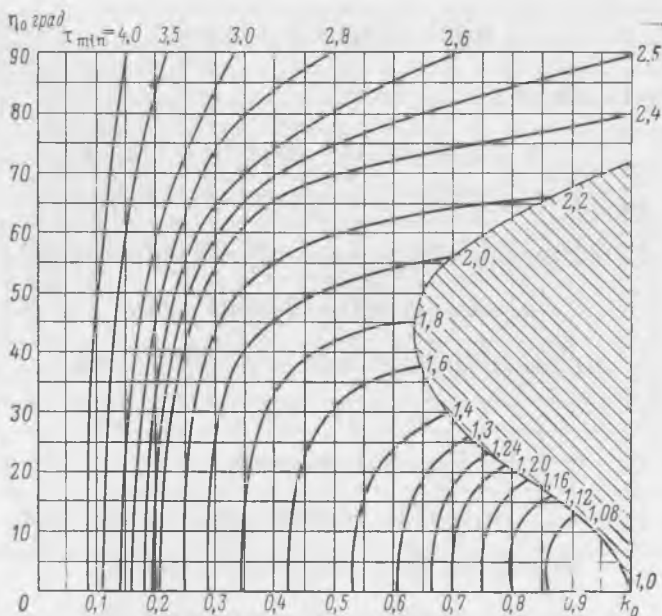


Рис. 3.26. Семейство линий равных значений безразмерного времени τ оптимального по продолжительности сближения (изохроны встречи)

ного вектора дальности). Используя принцип оптимальности Р. Беллмана [3], можно показать, что ориентация вектора ускорения указанным способом обеспечит выполнение сближения за минимальное время. Таким образом, заменив в уравнениях (3.162)—(3.165) начальные значения параметров k , η текущими и вычисляя далее угол ε по формуле (3.167), получим оптимальную синтезирующую функцию вида $\varepsilon(k, \eta)$. Сами уравнения (3.162)—(3.165) можно преобразовать таким образом, чтобы избавиться от промежуточных величин. Для этого следует учесть очевидные соотношения

$$\tilde{\alpha} = -\tilde{p}_0 \cos \varepsilon_0, \quad \tilde{\beta} = -\tilde{p}_0 \sin \varepsilon_0, \quad \gamma = \operatorname{tg} \delta,$$

где $\tilde{p}_0 = (\tilde{\alpha}^2 + \tilde{\beta}^2)^{1/2}$.

В результате получим систему из двух уравнений относительно угла ε и безразмерного времени τ , оставшегося до конца сближения,

$$\begin{aligned} \ln a_0 \tau + \ln(a_1 + a_2) - \ln(a_0 a_1 \tau - a_2^2 k \tau^2 + a_2 a_5) - \\ - k \frac{a_2 a_3}{a_0 a_4} = 0, \\ a_2^2 k \tau^3 - 2a_0 a_1 \tau^2 + a_6 a_7 = 0, \end{aligned} \quad (3.168)$$

где $a_0 = 1 - k\tau \cos \eta_0$,

$$\begin{aligned} a_1 &= Q_1 - \tau [\cos \varepsilon + 2k \sin^2(\varepsilon - \eta)], \\ a_2^2 &= \tau^2 \{1 + 4k \sin(\varepsilon - \eta) [k \sin(\varepsilon - \eta) - \sin \eta]\} - \\ &- 2\tau [2k Q_2 \sin(\varepsilon - \eta) + \cos(\varepsilon - \eta)] + 3 \sin^2(\varepsilon - \eta) + 1, \\ a_3 &= Q_2 + \tau [\sin \eta - 2k \sin(\varepsilon - \eta)], \\ a_4 &= Q_3 + \tau [\sin \varepsilon - 2k \sin(\varepsilon - \eta) \cos(\varepsilon - \eta)], \\ a_5 &= \tau (1 - k Q_4), \\ a_6 &= Q_4 - \tau \cos \eta, \\ a_7 &= \tau (2 - \tau k \cos \eta - k Q_4), \\ Q_1 &= 2 \sin \varepsilon \sin(\varepsilon - \eta) + \cos \varepsilon \cos(\varepsilon - \eta), \\ Q_2 &= 2 \cos \eta \sin(\varepsilon - \eta) - \sin \eta \cos(\varepsilon - \eta), \\ Q_3 &= 2 \cos \varepsilon \sin(\varepsilon - \eta) - \sin \varepsilon \cos(\varepsilon - \eta), \\ Q_4 &= 2 \sin \eta \sin(\varepsilon - \eta) + \cos \eta \cos(\varepsilon - \eta). \end{aligned}$$

Численное решение уравнений (3.168) позволяет найти зависимости $\varepsilon(k, \eta)$ и $\tau(k, \eta)$. Одна из этих зависимостей $\tau_0(k_0, \eta_0)$ в виде изохрон построена на рис. 3.26. Оптимальная синтезирующая функция, вычисленная по таким уравнениям, построена на рис. 3.27. Разрывы на кривых соответствуют границе зоны возможного сближения.

Ввиду того что оптимальная синтезирующая функция для сближения за минимальное время имеет вид $\varepsilon(k, \eta)$, т. е. удовлетворяет условию (3.128), можно утверждать, что через каждую точку плоскости $k - \eta$ (за исключением, по-видимому, конечного числа особых точек) проходит единственная оптимальная траектория $k(\eta)$. Семейство таких траекторий для сближения за минимальное время приведено на рис. 3.28.

СБЛИЖЕНИЕ ПРИ МИНИМАЛЬНОМ РАСХОДЕ ТОПЛИВА

Рассмотрим теперь задачу обеспечения сближения с минимальным расходом топлива (в нашем случае минимизируется характеристическая скорость, т. е. интеграл от ускорения на активных участках). Согласно условиям оптимальности (3.73а) и (3.69) двигатель должен быть включен при $p(t) > 1$ и выключен

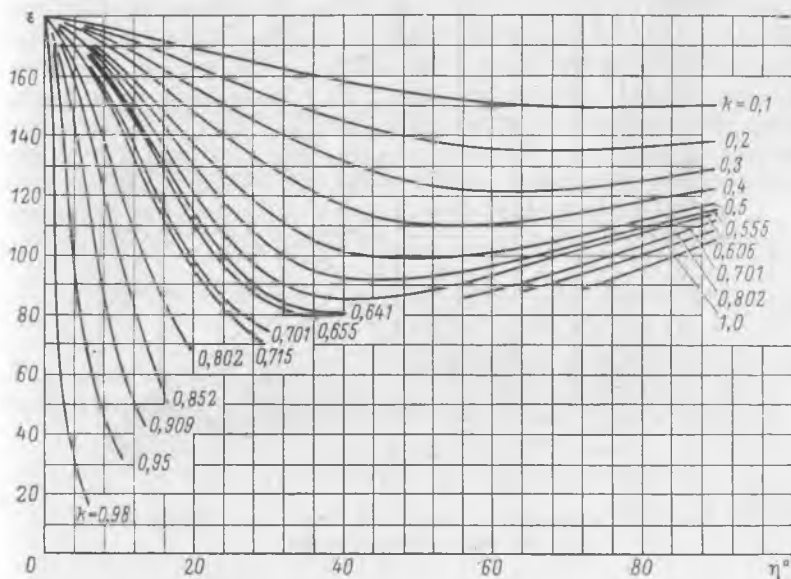


Рис. 3.27. Оптимальный угол ориентации вектора управляющего ускорения относительно линии визирования, обеспечивающий выполнение сближения за минимальное время (оптимальная синтезирующая функция)

чен при $p(t) < 1$, а ориентация вектора ускорения должна совпадать с ориентацией вектора $\bar{p}(t)$. Ввиду того что постоянные оптимальной программы были нормализованы по величине C_1 , моменты переключения двигателя определяются пересечением p -траектории (величина p тоже нормализована по C_1) с окружностью радиуса $b = \frac{1}{C_1}$, проведенной из начала координат (b -траекторией). Нетрудно показать, что при незаданном времени сближения оптимального по расходу топлива решения не существует, так как оптимальная продолжительность сближения стремится к бесконечности. Поэтому в рассматриваемой задаче по сравнению с предыдущей задачей о наименьшей продолжительности сближения появляется новое условие:

$$T = T_{\text{зад.}}$$

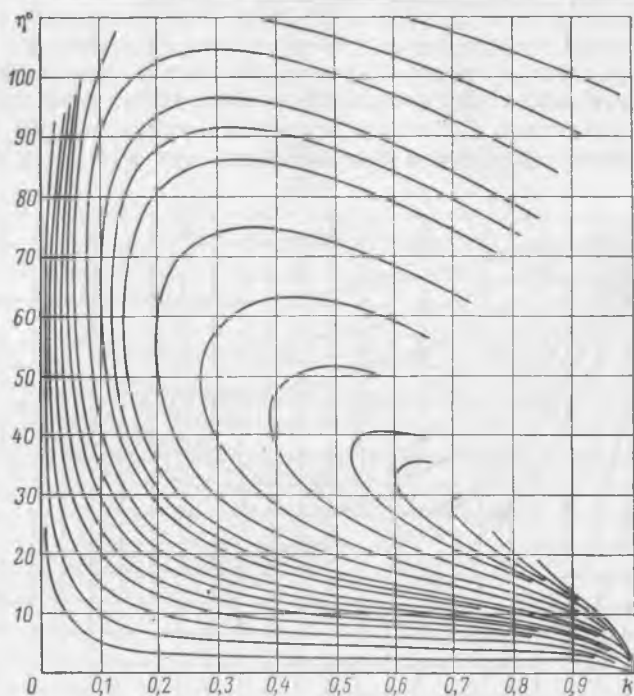


Рис. 3.28. Семейство траекторий $k(\eta)$ для сближения за минимальное время

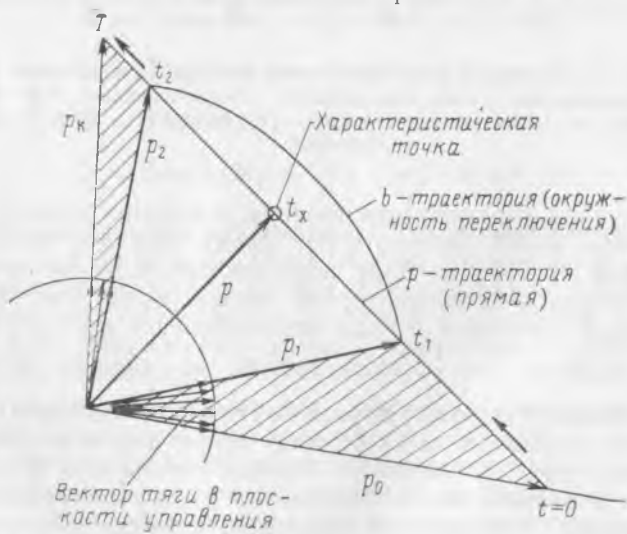


Рис. 3.29. p -траектория и b -траектория для задачи сближения с минимальным расходом топлива

Кроме того, добавляется новая неизвестная постоянная b . Из рис. 3.29 можно видеть, что оптимальная траектория содержит не более двух активных участков и не более одного пассивного участка. Поэтому вместо постоянной b лучше ввести в уравнения продолжительность пассивного участка ΔT . Кроме того, удобнее считать величину ΔT заданной, а полную продолжительность маневра T по-прежнему искать как неизвестную величину. Обратившись вновь к рис. 3.29, найдем, что отрезок p -траектории, соответствующий пассивному участку, расположен симметрично относительно некоторой точки, отвечающей моменту времени t_x , которая в работах [7, 8] названа «характеристической точкой»*. Так как в момент прохождения характеристической точки вектор \vec{p} перпендикулярен p -траектории и его модуль имеет наименьшее значение, то этот момент времени можно определить, дифференцируя по времени выражение $p = \sqrt{(t-\alpha)^2 + (\gamma t - \beta)^2}$ и приравнявая производную нулю. Отсюда

$$t_x = \frac{\alpha + \beta\gamma}{1 + \gamma^2}. \quad (3.169)$$

Если величина ΔT задана, то моменты включения t_1 и выключения t_2 двигателя можно найти следующим образом:

$$t_1 = t_x - \frac{\Delta T}{2},$$

$$t_2 = t_x + \frac{\Delta T}{2}. \quad (3.170)$$

Интегрируя теперь уравнения движения с учетом наличия пассивного участка, получим уравнения, аналогичные системе (3.78) со следующими изменениями:

1) к правым частям каждого из двух последних уравнений добавится член $(-p_1 \Delta T / 2A)$;

2) под знак логарифмов всюду войдет дополнительный множитель $N(t_2)/N(t_1)$.

Здесь

$$p_1 = p_2 = \sqrt{(t_1 - \alpha)^2 + (\gamma t_1 - \beta)^2},$$

$$N(t_1) = \mu - A t_1 + p_1 \sqrt{A},$$

$$N(t_2) = \mu - A t_2 + p_2 \sqrt{A}.$$

Переходя вновь к безразмерным параметрам, нетрудно показать, что $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$, $\bar{\gamma}$, τ_0 и безразмерная характеристическая ско-

* Следует отметить, что координаты вектора p линейно зависят от времени, вследствие чего конец этого вектора движется вдоль p -траектории равномерно.

рость, численно равная безразмерному времени работы двигателя,

$$\frac{[t_1 + (T - t_2)] a}{V_0} = \tau_{\text{дв}} = \tau - \Delta\tau \quad (3.171)$$

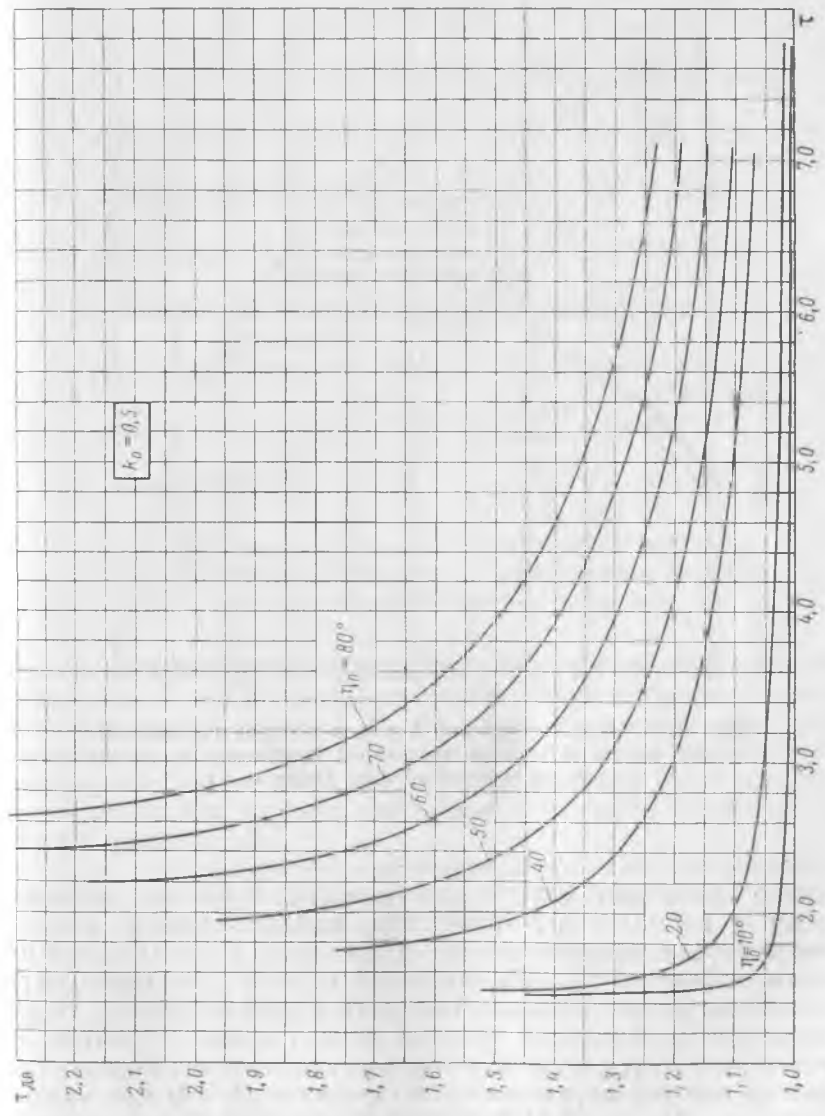
зависят от k_0 , η_0 и безразмерной продолжительности пассивного участка

$$\Delta\tau = \frac{\Delta T \cdot a}{V_0}. \quad (3.172)$$

При $\Delta\tau \rightarrow 0$ новая система уравнений сводится к системе (3.78), т. е. траектория, оптимальная по времени сближения, является частным случаем траектории, оптимальной по расходу топлива, когда заданная продолжительность пассивного участка равна нулю. При этом двигатель работает непрерывно и окружность переключения (b -траектория на рис. 3.29) касается p -траектории. Это обстоятельство позволяет решать краевую задачу, связанную с задачей о минимальном расходе топлива, используя в качестве первых приближений результаты решения задачи о минимальном времени сближения, рассмотренной выше. Результаты решения задачи о сближении при минимальном расходе топлива приведены на рис. 3.30 в виде зависимостей $\tau_{\text{дв}}(\tau)$ для отдельных значений η_0 при $k_0 = 0,5$.

Оптимальная синтезирующая функция в задаче о сближении при минимальном расходе топлива является более сложной, так как значение оптимального угла ϵ теперь зависит не только от значений k и η , но и от безразмерного времени, оставшегося до конца сближения, которое в каждый отдельный момент будет различным. Однако задачу для этого случая можно значительно упростить, если использовать сходство оптимальных программ, обеспечивающих минимальные продолжительность сближения и расход топлива. Действительно, нетрудно видеть, что на втором активном участке траектории, оптимальной по расходу топлива, можно использовать синтезирующую функцию вида $\epsilon(k, \eta)$, построенную ранее для сближения за минимальное время, так как в этом случае при одних и тех же начальных условиях условия оптимальности для обоих критериев качества сближения совпадают [двигатель работает непрерывно, углы ориентации определяются уравнением (3.75)]. Таким образом, рассматривая совокупность параметров движения в начале второго активного участка как начальные условия для маневра, оптимального по продолжительности, можно заменить траекторию второго активного участка с минимальным расходом топлива траекторией, оптимальной по продолжительности маневра. Вторым активным участкам соответствуют отрезки p -траекторий, расположенные после характеристических точек t_x (если смотреть по движению конца вектора \bar{p}), в которых как уже говорилось, вектор \bar{p} нормален к p -траектории, так как окружность переключений может

Рис. 3.30. Зависимость безразмерной характеристической скорости $\tau_{\text{дв}}$ от продолжительности маневра при сближении с минимальным расходом топлива



подходить сверху только к этим отрезкам p -траектории. Предельным случаем отрезка p -траектории для второго активного участка является отрезок, начинающийся из характеристической точки (когда длительность пассивного участка равна нулю и время сближения равно минимально возможному). Определив совокупность начальных условий k_0, η_0 для траекторий, оптималь-

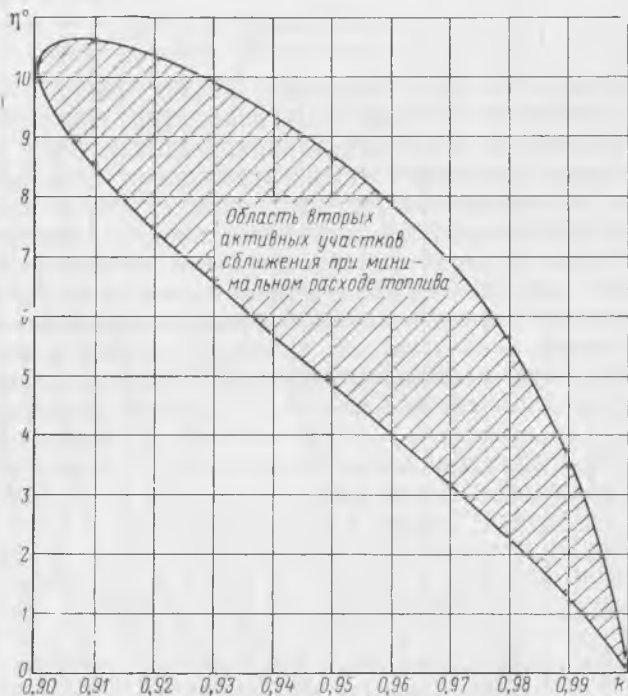


Рис. 3.31. Область значений k и η , в которой начинаются вторые активные участки траекторий сближения с минимальным расходом топлива (область B)

ных по продолжительности полета, когда в начале движения вектор \bar{p} нормален к p -траектории, найдем границу области начала вторых активных участков. Далее эту область будем называть «областью B ». Так как любой отрезок траектории, оптимальной по продолжительности полета, также оптимален, то для построения необходимой границы можно просто отметить на траекториях $k(\eta)$ рис. 3.28 точки, соответствующие моменту времени t_x , которые определяются по формуле (3.169) для каждой траектории. На рис. 3.31 построена искомая область значений k

и η , внутри которой начинаются вторые активные участки оптимальных по расходу топлива траекторий сближения*.

Среди бесчисленного количества траекторий пассивного полета, исходящих из начала координат $k=0, \eta=0$, как из особой точки, выделим одну траекторию, которая касается сверху области вторых активных участков (области B). В том случае, если двигатель включится в точке, лежащей выше этой траектории, изображающая траектория не попадет в область B (рис. 3.32),

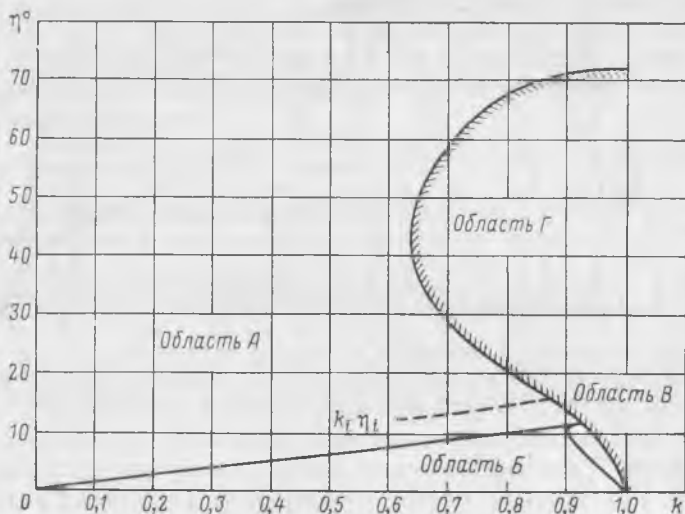


Рис. 3.32. Разбиение плоскости $k-\eta$ на области по особенностям траекторий сближения с минимальным расходом топлива

второй активный участок не начнется и условия оптимального сближения не могут быть выполнены. Таким образом, предельная (касающаяся области B) пассивная траектория определяет верхнюю границу области, вне которой не могут начинаться пассивные участки (и, следовательно, оптимальные по расходу топлива траектории с одним активным участком). Назовем эту область областью B .

Итак, всю плоскость $k-\eta$ можно разбить на следующие четыре области по особенностям траекторий сближения с минимальным расходом топлива (рис. 3.32):

Область A (область первых активных участков), через которую проходят только те траектории, которые соответствуют первым участкам; двигатель в этой области не выключается.

* Интересно отметить, что в момент прохождения границы этой области угловая скорость поворота вектора \vec{p} (и, следовательно, вектора ускорения) максимальна, в чем нетрудно убедиться по рис. 3.29.

Область *Б* (область пассивных участков), в которой могут начинаться пассивные участки и не могут начинаться вторые активные участки.

Область *В* (область вторых активных участков), где могут начинаться вторые активные участки оптимальных траекторий.

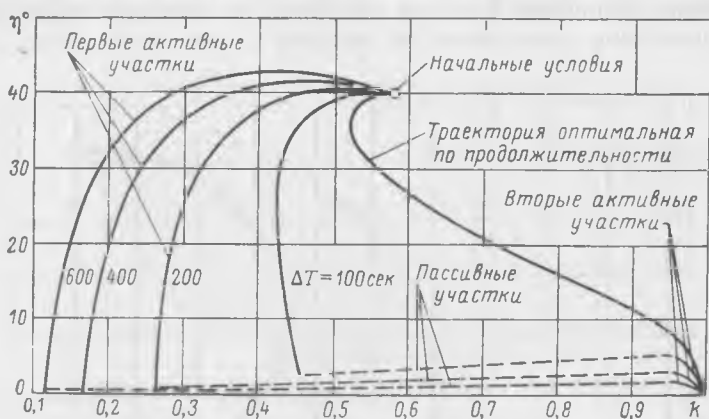


Рис. 3.33 Траектории в плоскости $k-\eta$, обеспечивающие сближение с минимальным расходом топлива в различное время

Область *Г*, соответствующая таким совокупностям начальных условий, при которых нельзя осуществить сближение с полным углом поворота линии визирования $< 90^\circ$.

По мере увеличения заданной продолжительности сближения (или пассивного участка) точки начала пассивных участков сдвигаются влево к верхней границе области *Б*. На рис. 3.33 показано несколько оптимальных траекторий сближения, начинающихся при одних и тех же начальных условиях, но имеющих разную продолжительность пассивного участка.

УГЛОВЫЕ СКОРОСТЬ И УСКОРЕНИЕ ПЕРЕХВАТЧИКА ПРИ ОПТИМАЛЬНОМ СБЛИЖЕНИИ

При исследовании оптимальных методов сближения угловая скорость поворота вектора управляющего ускорения и угловое ускорение не ограничивались, т. е. считалось, что система управления ориентацией работает идеально и мгновенно обрабатывает подаваемые системой наведения командные значения углов ориентации. Чтобы оценить возможность реализации оптимального метода наведения, необходимо в каждом отдельном случае производить оценку максимальных потребных значений угловой скорости и углового ускорения и сравнивать их с располагаемыми характеристиками реальной системы управления ориентацией.

Рассмотрим характер изменения угловой скорости и углового ускорения для оптимального сближения. Для этого продифференцируем обе части уравнения (3.79), в результате чего будем иметь *

$$\dot{\varepsilon}_{\text{и}} = \frac{\beta - \alpha\gamma}{(t - \alpha)^2 + (\gamma t - \beta)^2} = \frac{v}{p(t)^2} \quad (3.173)$$

Из выражения (3.173) можно видеть, что максимальное значение угловой скорости будет соответствовать моменту времени t_x (характеристической точке), т. е. угловая скорость поворота двигателя или всего перехватчика максимальна в момент прохождения изображающей траектории через границу области В. Подставляя в (3.173) t_x из уравнения (3.169), получим

$$\dot{\varepsilon}_{\text{и max}} = \frac{1 + \gamma^2}{\beta - \alpha\gamma} = \frac{A}{v} \quad (3.174)$$

Еще раз дифференцируя выражение (3.173), найдем угловое ускорение

$$\ddot{\varepsilon}_{\text{и}} = \frac{2(\beta - \alpha\gamma)[(\alpha + \beta\gamma) - t(1 + \gamma^2)]}{[(t - \alpha)^2 + (\gamma t - \beta)^2]^2} = \frac{2v}{p(t)^4} (\mu - A\Gamma) \quad (3.175)$$

Для того чтобы найти моменты времени t_m , соответствующие максимальному угловому ускорению, продифференцируем правую часть уравнения (3.175), приравняем результат нулю и разрешим полученное уравнение относительно времени. В итоге получим

$$t_m = \frac{\mu \pm v}{A} = t_x \pm \frac{v}{A} \quad (3.176)$$

Из этого выражения следует, что максимальное угловое ускорение наблюдается в моменты времени, отстоящие от момента прохождения характеристической точки на равные интервалы времени, равные $|v/A|$. Подставив t_m в (3.175), найдем максимальное угловое ускорение

$$|\ddot{\varepsilon}_{\text{и max}}| = \frac{1}{2} \frac{A^2}{v^2} = \frac{1}{2} \dot{\varepsilon}_{\text{и max}}^2 \quad (3.177)$$

Сравнивая $\dot{\varepsilon}_{\text{и max}}$ и $\ddot{\varepsilon}_{\text{и max}}$ с располагаемыми значениями угловой скорости и углового ускорения, можно определить возможность реализации оптимального метода наведения при помощи данной системы управления ориентацией.

ВЛИЯНИЕ ПЕРЕМЕННОСТИ МАССЫ

Посмотрим, как влияет переменность массы перехватчика и, следовательно, переменность величины управляющего ускорения

* Рассматривается угловая скорость поворота вектора управляющего ускорения относительно инерциальной системы координат.

на характеристики оптимальных траекторий сближения. Нетрудно видеть, что условия оптимальности практически не изменятся при учете переменности ускорения. Условие оптимальной ориентации вектора тяги останется прежним; условие оптимального управления величиной тяги при сближении за минимальное время также не изменится. Зато в условии (3.73а) для сближения с минимальным расходом топлива модуль вектора \bar{p} будет сравниваться уже не с единицей, а с некоторой переменной величиной. Однако можно показать, что при выключенном двигателе, т. е.

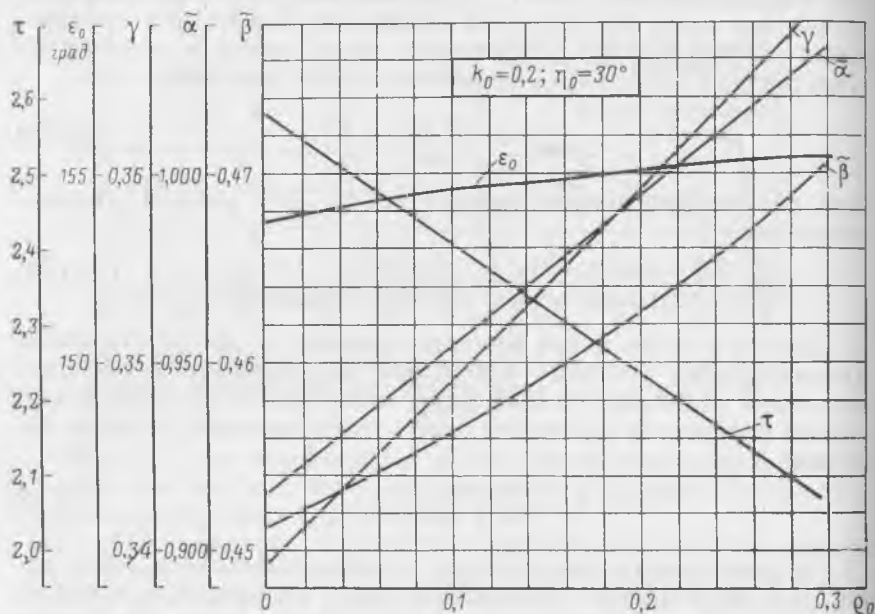


Рис. 3.34. Зависимость констант $\tilde{\alpha}$, $\tilde{\beta}$ и γ оптимальной по продолжительности сближения программы полета, продолжительности сближения τ и начального угла ориентации двигателя ϵ_0 от начального значения параметра ρ_0

при $u_1 = 0$, эта величина остается постоянной, поэтому моменты переключения будут, как и ранее, определяться пересечением прямолинейной p -траектории с окружностью, проведенной из начала координат. Таким образом, изменится только система уравнений движения (3.77), в правые части четных уравнений которой войдут переменные множители

$$\frac{1}{1 - a_0 t / c}$$

(где a_0 — начальная величина ускорения; c — скорость истечения),

если фазовые координаты по-прежнему нормализуются по начальному значению ускорения a_0 .

Выше было показано, что для учета переменности массы перехватчика достаточно ввести дополнительный параметр ρ . Следовательно, в общем случае характеристики оптимальных траекторий определяются тремя параметрами: k , η и ρ . На рис. 3.34 для частных начальных условий показано типичное изменение констант α , β , γ оптимальной по быстродействию программы сближения, продолжительности сближения τ и начального угла ориентации тяги двигателя ϵ_0 при возрастании начального значения параметра ρ_0 ($\rho_0=0$ соответствует движению с постоянным модулем ускорения). Как видно, оптимальная ориентация вектора тяги с увеличением ρ_0 изменяется незначительно.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА СБЛИЖЕНИЯ ПРИ РАЗНЫХ МЕТОДАХ НАВЕДЕНИЯ

Метод обобщенных параметров, сводя исследуемое фазовое пространство к пространству меньшей размерности, позволяет характеризовать качество сближения небольшим числом величин, что дает возможность сравнивать методы ближнего наведения между собой. Если игнорировать изменение массы перехватчика в процессе сближения, то для каждого метода наведения, характеризующегося зависимостью вида $\epsilon(k, \eta)$, можно построить зависимости вида $\tau_0(k, \eta)$, $\tau_{дв}(k, \eta)$, где $\tau_0 = \frac{Ta}{V_0}$ определяет продолжительность сближения, а $\tau_{дв} = \frac{a \Sigma t_a}{V_0}$ (здесь Σt_a — суммарная продолжительность активных участков) — затраты характеристической скорости. Ввиду того что такие зависимости для оптимальных методов наведения определены, естественно использовать их для оценки других методов наведения, не являющихся оптимальными.

Рассмотрим следующую систему оценок качества сближения $\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4$ применительно к модели безгравитационного пространства:

1) потери времени вследствие неоптимальности метода наведения

$$\xi_1 = \frac{\tau - \tau_{\min}}{\tau_{\min}} 100\%; \quad (3.178)$$

2) отклонение расхода топлива для сближения рассматриваемым методом от расхода топлива для оптимального по продолжительности сближения

$$\xi_2 = \frac{\tau_{дв} - \tau_{дв}(\tau_{\min})}{\tau_{дв}(\tau_{\min})} 100\%; \quad (3.179)$$

3) перерасход топлива по сравнению с минимальным расходом при одинаковой продолжительности сближения

$$\xi_3 = \frac{\tau_{\text{ЛВ}}(\tau) - \tau_{\text{ЛВ min}}(\tau)}{\tau_{\text{ЛВ min}}(\tau)} 100\%. \quad (3.180)$$

В некоторых случаях может оказаться, что рассматриваемый метод наведения обеспечивает близкий к минимальному расход топлива, причем заданным начальным условиям соответствует для неоптимального метода единственное значение τ . Однако иногда интересно знать, насколько уменьшится расход топлива, если время сближения увеличить, например, вдвое (чего нельзя сделать при рассматриваемом методе, но что вполне возможно при оптимальном методе наведения). Поэтому целесообразно ввести еще один критерий качества маневра — превышение расхода топлива над минимальным при двукратном возрастании времени относительно заданного:

$$\xi_{32} = \frac{\tau_{\text{ЛВ}} - \tau_{\text{ЛВ min}}(2\tau)}{\tau_{\text{ЛВ min}}(2\tau)}; \quad (3.181)$$

4) увеличение продолжительности сближения по сравнению с оптимальным сближением при одинаковом расходе топлива

$$\xi_4 = \frac{\tau - \tau(\tau_{\text{ЛВ min}})}{\tau(\tau_{\text{ЛВ min}})}. \quad (3.182)$$

Здесь τ — безразмерная продолжительность сближения, выполняемого при помощи исследуемого метода наведения;

τ_{min} — безразмерная минимальная продолжительность сближения;

$\tau_{\text{дв}}(\tau_{\text{min}})$ — безразмерная характеристическая скорость при сближении, оптимальном по продолжительности;

$\tau_{\text{дв}}$ — безразмерная характеристическая скорость при рассматриваемом методе наведения;

$\tau_{\text{дв min}}(\tau)$ и $\tau_{\text{дв min}}(2\tau)$ — безразмерная характеристическая скорость при сближении, оптимальном по расходу топлива, при заданном времени сближения и удвоенном времени сближения соответственно;

$\tau(\tau_{\text{дв min}})$ — продолжительность сближения, оптимального по расходу топлива, при заданном расходе топлива (характеристической скорости).

Напомним, что все оценки вычисляются при одинаковых начальных условиях k_0, η_0 .

Для иллюстрации применения оценок качества сближения рассмотрим характеристики сближения, выполняемого при помощи метода последовательного наведения при небольших углах η .

Пусть $k_0=0,4$; $\eta_0=10^\circ$. Тогда в соответствии с приведенными выше формулами и графиками имеем

$$\begin{aligned} \tau_{\min} &= 1,652; & \tau_{\text{дв}}(\tau_{\min}) &= 1,652; \\ \tau_{\text{дв}} &= 1,189; & \tau &= 1,750; \\ \tau_{\text{дв min}}(\tau) &= 1,162; & \tau_{\text{дв min}}(2\tau) &= 1,010. \\ \tau(\tau_{\text{дв min}}) &= 1,70; \end{aligned}$$

Подставляя найденные величины в формулы оценок, получим

$$\xi_1=6\%; \xi_2=-39\%; \xi_3=2,3\%; \xi_4=17,7\%; \xi_{3,2}=2,9\%,$$

Отсюда видно, что при указанных начальных условиях метод последовательного наведения довольно близок к оптимальному. Так, применяя оптимальное по продолжительности сближение, можно сократить время сближения всего лишь на 6%, но для этого придется дополнительно затратить еще 39% топлива. Экономия топлива за счет применения оптимального метода также весьма невелика. Однако, увеличивая продолжительность сближения вдвое, можно сэкономить почти 18% топлива и эту возможность необходимо учитывать. Интересно отметить, что с увеличением k_0 при одном и том же η_0 последовательное наведение становится менее выгодным по расходу топлива и более выгодным по продолжительности сближения. Так, при $k_0=0,7$ продолжительность сближения почти равна оптимальной ($\xi_1 \approx 0$), но перерасход топлива довольно велик ($\xi_2=5,2\%$). При $k_0=0,3$ имеем $\xi_3 \approx 0$ и $\xi_1=11\%$. Понятно, что при увеличении η_0 отличие характеристик сближения методом последовательного наведения от характеристик оптимального сближения будет возрастать.

6. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ПЕРЕХВАТЧИКА С ПРОДОЛЬНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОВ НАВЕДЕНИЯ

Положим, что перехватчик для создания управляющих ускорений имеет только продольные двигатели. В этом случае ориентация перехватчика задается системой наведения. Рассмотрим методы ближнего наведения перехватчика такой схемы. Конечно, лучше всего было бы, если бы удалось реализовать оптимальные методы наведения, рассмотренные ранее. Однако реализация этих методов связана с очень сложными алгоритмами работы бортовых ЦВМ, а кроме того, с высокими требованиями к системе управления ориентацией. Поэтому в литературе немало внимания уделяется упрощенным методам наведения, которые позволяют обойтись более простым (а следовательно, легким, недорогим и надежным) оборудованием.

Большинство упрощенных методов наведения так или иначе связано с применением координаторов цели и, следовательно, основано на использовании линии визирования в качестве линии отсчета и плоскости сближения в качестве опорной плоскости.

Такой подход оправдывается следующими обстоятельствами:

1) уравнения движения в безгравитационном пространстве, записанные в лучевой системе координат, распадаются на две группы, причем группа, описывающая полет в плоскости сближения, не зависит от скорости вращения и ориентации этой плоскости;

2) оптимальные методы наведения в безгравитационном пространстве получаются более простыми, когда ориентация вектора тяги определяется относительно линии визирования. Таким образом, когда относительное движение близко к движению в безгравитационном пространстве, целесообразнее управлять ориентацией тяги относительно линии визирования цели. Этот подход не является, конечно, единственно возможным, особенно в тех случаях, когда влияние относительного гравитационного ускорения велико. В соответствии с этим методы ближнего наведения можно разделить на две основные группы [45, 75]:

1) методы, связанные с лучевой системой координат и не учитывающие относительное гравитационное ускорение *;

2) методы, связанные с декартовой (обычно орбитальной) системой координат и учитывающие относительное гравитационное ускорение **.

Можно разработать и промежуточные методы наведения. Например, по методам второй группы можно управлять движением в плоскости, параллельной плоскости орбиты цели, а по методам первой группы [45] — движением, нормальным к этой плоскости, можно также управлять угловой скоростью линии визирования относительно местной горизонтали, для чего пользоваться уравнениями, учитывающими относительную гравитацию [40].

В зависимости от наличия обратной связи (использования измеренных текущих значений параметров движения) системы наведения принято разделять на замкнутые (с обратной связью) и разомкнутые (программные). Для сближения наиболее предпочтительны, конечно, замкнутые системы наведения. Несмотря на это, исследование программ наведения представляет определенный интерес, так как позволяет выявить определенные свойства траекторий и управляющих воздействий. Так, в частности, один подробно разработанный программный метод наведения, описанный в работе [50], был впоследствии использован для формирования метода наведения, реализуемого системой с обратной связью [57]. Напомним, что оптимальные методы наведе-

* См. [20, 23, 40, 41, 47, 50, 51, 54, 57, 64].

** См. [29, 32, 42, 53, 80, 84, 89, 91].

дения также обычно получают сначала в виде программы, а затем по возможности сводят к оптимальным синтезирующим функциям, описывающим методы наведения для систем с обратной связью.

Ближнее наведение может быть непрерывным (с одним активным участком) или дискретным (с несколькими активными участками). В случае дискретного наведения, помимо ориентации тяги, задаются еще условия переключения двигателя.

Дискретность наведения может быть также обусловлена переключением двигателя, а периодическим использованием измеренных параметров движения для корректирования движения по программе (в заданные моменты времени или в соответствии с данными измерений). Иногда дискретное наведение приходится применять вследствие особенностей навигационной системы перехватчика [20]. Например, при использовании оптических измерений и при малых значениях угла ϵ свечение истекающих из сопла газов не позволит визировать цель и, следовательно, направление линии визирования будет теряться. В этом случае измерения можно выполнять только на пассивных участках траектории, а на активных участках нужно использовать наведение по программе. С другой стороны, радиолокационные измерения можно, видимо, совмещать с активными участками. Так, например, эксперименты, проводившиеся по проекту «Аполлон», показали, что при соответствующем выборе длины волны радиолокатора и состава топлива двигателя искажение и ослабление радиосигналов незначительно [59].

Методы ближнего наведения можно классифицировать еще по одному признаку. Как уже говорилось (см. разд. 1), в начале этапа сближения имеются две составляющие скорости перехватчика относительно цели — нормальная скорость V_n и скорость сближения \dot{D} . Обе эти составляющие необходимо устранить к тому моменту, когда перехватчик окажется вблизи цели. Можно устранять V_n и \dot{D} одновременно, а можно сначала свести к нулю нормальную скорость (а следовательно, и прогнозируемый пролет), а затем, направив тягу двигателя вдоль линии визирования от цели ($\epsilon=0$), устранить скорость сближения \dot{D} (т. е. осуществить торможение). Таким образом, методы наведения, связанные с лучевой системой координат, подразделяются на две подгруппы: 1) методы наведения с последовательным (раздельным) устранением пролета (нормальной скорости) и скорости сближения; 2) методы наведения с одновременным устранением пролета и скорости сближения.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ УСТРАНЕНИЕ ПРОЛЕТА И СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ

Типичным представителем этой подгруппы методов наведения является метод последовательного наведения, о котором уже

упоминалось на стр. 179. Этому методу обычно уделяется наибольшее внимание*, главным образом вследствие простоты его реализации. В идеализированной постановке при применении метода последовательного наведения требуются всего два активных участка: на первом участке управляющее ускорение ориентируется по нормали к линии визирования для устранения пролета; на втором активном участке вектор управляющего ускорения ориентируется вдоль линии визирования для устранения скорости сближения (торможение). Но из-за наличия относительного гравитационного ускорения и неизбежных ошибок реализация метода в таком виде невозможна. Поэтому обычно предлагаются различные модификации метода (увеличение числа активных участков, поправки к указанной выше ориентации вектора тяги на каждом из участков и т. д.). Рассмотрим характеристики метода последовательного наведения подробнее. В идеализированной постановке алгоритм метода имеет следующий вид.

1) Первый активный участок. $\varepsilon = \text{const} = 90^\circ$; двигатель выключается при $\eta \leq 0$ (в практических условиях при $\eta \leq \Delta\eta$, где $\Delta\eta$ — заданная малая величина).

2) Второй активный участок. $\varepsilon = 0$; двигатель включается при $k \geq 1$ (в практических условиях при $k \geq 1 - \Delta k$, где Δk — заданная величина).

Рассмотрим первый активный участок. Подставляя условие $\varepsilon = 90^\circ$ в уравнения (3.124) — (3.126), получим

$$\frac{dk}{d\tau} = 2k \frac{k \cos \eta - u \sin \eta}{1 + u\tau \sin \eta}, \quad (3.183)$$

$$\frac{d\eta}{d\tau} = 2 \frac{k \sin \eta - 0,5u \cos \eta}{1 + u\tau \sin \eta}, \quad (3.184)$$

$$\frac{dv}{d\tau} = -v \frac{u \sin \eta}{1 + u\tau \sin \eta}, \quad (3.185)$$

Уравнения (3.183) — (3.185) не удается решить в явном виде. Однако при допущении малости угла η можно вывести отдельные полезные соотношения типа уравнений (3.157) — (3.159). Кроме того, изображающие траектории в плоскости $k - \eta$ можно построить, если применить численное интегрирование. Интересно отметить, что для ориентации вектора ускорения $\varepsilon = 90^\circ$ на плоскости $k - \eta$ имеется особая точка с координатами $k = 0,707$; $\eta = 35,25^\circ$. Можно показать, что эта особая точка является фокусом, из которого исходят все изображающие траектории $\eta(k)$.

* См. [20, 23, 40, 45, 51, 54, 75].

Перейдем к рассмотрению второго активного участка. Подставляя в уравнения (3.124) — (3.126) условие $\varepsilon=0$, исключая τ и интегрируя, получим

$$\frac{\sin \eta}{\sin \eta_0} = \sqrt{\frac{k_0}{k} \frac{(1-k)^3}{(1-k_0)^3}}, \quad (3.186)$$

$$v = \sqrt{\frac{k(1-k_0)}{k_0(1-k)}}. \quad (3.187)$$

Заметим, что при использовании условия $\varepsilon=0$ безразмерная скорость v зависит от параметров k_0 и k точно так же, как и в случае одномерного движения. При известных значениях k_0 , k и v величину безразмерной дальности d можно найти, очевидно, из соотношения

$$d = \frac{D}{D_0} = v^2 \frac{k_0}{k}. \quad (3.188)$$

Дифференциальное уравнение, связывающее между собой величины k и d , имеет вид

$$\frac{d}{dk}(d) = - \frac{d \cos \eta}{k \cos \eta - u \cos(\varepsilon - \eta)}. \quad (3.189)$$

Интегрируя при $\varepsilon=0$, получим

$$d = \frac{1 - k_0}{1 - k}, \quad (3.190)$$

что также совпадает с результатом для одномерного движения.

Следует отметить, что в данном случае формулу (3.190) можно было получить простой подстановкой (3.187) в (3.188); однако такой простой переход возможен далеко не для всех функций $\varepsilon(k, \eta)$.

Соотношения, найденные для условия $\varepsilon=0$ (торможение вдоль линии визирования), позволяют исследовать некоторые важные характеристики этого маневра. Так, умножив друг на друга соответственно правые и левые части уравнений (3.186) и (3.187), получим формулу для безразмерной нормальной скорости

$$v_n = \frac{V_n}{V_{n0}} = \frac{1 - k}{1 - k_0} = \frac{1}{d} = \frac{1}{1 - k_0(1 - v^2)}. \quad (3.191)$$

Аналогичным образом найдем зависимость для безразмерного прогнозируемого пролета

$$l = \frac{L_k}{L_0} = \frac{D \sin \eta}{D_0 \sin \eta_0} = \sqrt{\frac{k_0}{k} \frac{1 - k}{1 - k_0}} = \frac{1}{v}. \quad (3.192)$$

Из-за неизбежных ошибок в начале второго активного участка угол η и, следовательно, нормальная скорость V_n и прогнозируемый пролет L (и, следовательно, безразмерный прогнози-

руемый пролет l) не будут равны нулю. Поэтому в конце этого участка скорость сближения будет равна нулю не при нулевой дальности, а в тот момент, когда дальность будет равна мгновенному пролету. В связи с этим представляют интерес характеристики относительного движения в конце маневра, когда $\dot{D}=0$, $D=L$ и $\eta=90^\circ$. Учитывая конечные условия маневра в полученных уравнениях, будем иметь кубическое уравнение для конечного значения безразмерной нормальной скорости $v_{н.к}$, решая которое получим

$$v_{н.к} = \frac{\sqrt[3]{0,5 + \sqrt{0,25 + A}} + \sqrt[3]{0,5 - \sqrt{0,25 + A}}}{\sqrt[3]{k_0 \sin^2 \eta_0}}, \quad (3.193)$$

где

$$A = \frac{(1 - k_0)^3}{27k_0 \sin^2 \eta_0}.$$

Зная $v_{н.к}$, можно определить остальные параметры движения, так как

$$L_k = D_k,$$

откуда следует, что

$$V_k = V_{н0} v_{н.к} = V_0 v_{н.к} \sin \eta_0,$$

$$L_k = D_0 d_k = D_0 / v_{н.к}.$$

Таким образом, для известного значения k_0 можно вычислить безразмерный пролет l и безразмерную относительную скорость в конце маневра $v_{н.к}$ в зависимости от остаточного угла η_0 , который появляется, например, из-за ошибок в конце первого активного участка перед маневром торможения. На рис. 3.35—3.36 показаны зависимости $v_{н.к}$ и d_k от начальных условий.

Метод последовательного наведения можно модифицировать, добавляя активные участки с другими закономерностями изменения угла ε при соответствующих критериях переключения. Так, например, перед устранением пролета ($\varepsilon=90^\circ$) можно использовать участок чистого торможения

$$\varepsilon = \eta$$

или торможения вдоль линии визирования

$$\varepsilon = 0,$$

что позволит несколько сократить расход топлива.

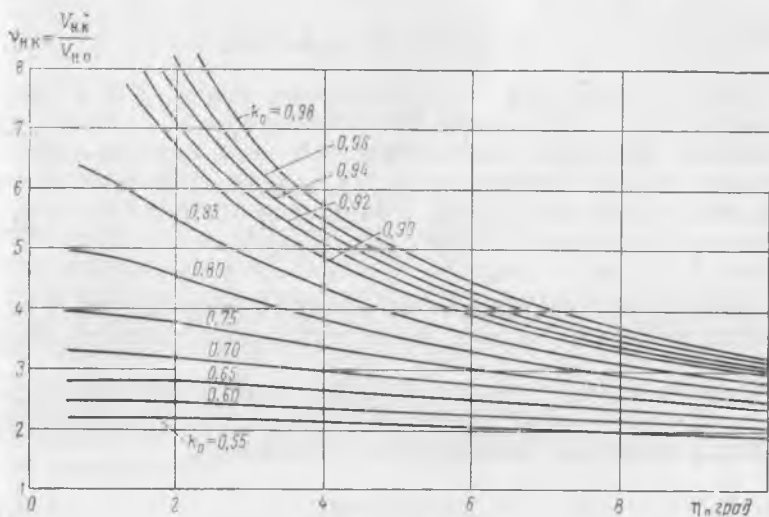


Рис. 3. 35. Зависимость безразмерной нормальной скорости $v_{н.к}$ в конце маневра торможения от начальных условий

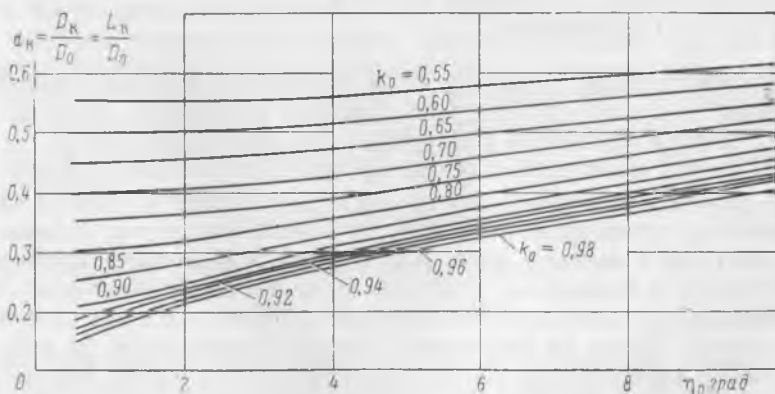


Рис. 3. 36. Зависимость безразмерной дальности d_k в конце маневра торможения от начальных условий

Примем, что перед участком устранения пролета используется активный участок для предварительного торможения при $\varepsilon = \eta$. Тогда для этого участка

$$\frac{k - \cos \eta}{\sin \eta} = M_0 = \text{const}, \quad (3.194)$$

$$\tau = \sqrt{\frac{M_0 + \text{ctg } \eta_0}{M_0 + \text{ctg } \eta}} - 1, \quad (3.195)$$

$$v = \sqrt{\frac{M_0 + \text{ctg } \eta}{M_0 + \text{ctg } \eta_0}}. \quad (3.196)$$

Указанную ориентацию вектора тяги можно применять и на последнем активном участке, когда устраняется скорость сближения.

Нетрудно видеть, что если к началу такого активного участка угол η не был сведен к нулю, то в момент прохождения перехватчика мимо цели выполняются соотношения

$$d_k = \sin \eta_0, \quad (3.197)$$

$$v_k = \sqrt{1 - \frac{\cos \eta_0}{k_0}}. \quad (3.198)$$

ОДНОВРЕМЕННОЕ УСТРАНЕНИЕ ПРОЛЕТА И СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ

Характерным примером этой подгруппы методов наведения являются рассмотренные выше методы наведения, оптимальные по продолжительности сближения и по расходу топлива.

Методы наведения для одновременного сведения к нулю прогнозируемого мгновенного пролета L и скорости сближения \dot{D} могут предусматривать самые различные варианты управления ориентацией вектора тяги (ускорения) при разном количестве активных и пассивных участков. В частности, траектория сближения может состоять из одного пассивного и одного активного участков. Полет на пассивном участке совершается до тех пор, пока не выполняется условие включения двигателя. Затем двигатель включается и вектор ускорения ориентируется в соответствии с выбранным законом $\varepsilon(k, \eta)$ так, чтобы одновременно свести к нулю (или к заданным малым величинам) пролет (нормальную скорость) и скорость сближения на близкой к нулевой дальности. Рассмотрим, например, закон управления ориентацией

$$\varepsilon = 2\eta. \quad (3.199)$$

Подставляя это условие в уравнения движения, найдем

$$\frac{\sin^2 \eta}{k(1-k)} = N_0 = \text{const}, \quad (3.200)$$

$$y = \sqrt{\frac{k}{k_0} \frac{1-k_0}{1-k}} \quad (3.201)$$

На рис. 3.37 показаны траектории $k(\eta)$ для этого случая. Как видно, кривые, описываемые уравнением (3.200), симметричны относительно прямой $k=0,5$; причем для наведения целесообразно использовать нижние части траекторий. Закон управления вида $\epsilon=2\eta$ достаточно удобен для реализации; траектория сближения будет состоять из пассивного и активного участков. При известном значении скорости полета V и заданной малой конечной скорости V_k можно определить требуемое значение безразмерной скорости v_k , при котором необходимо закончить сближение. Затем вычисляют требуемое значение безразмерной дальности d . На основании этих условий определяется момент начала активного участка и момент выключения двигателя. Угол ориентации вектора ускорения, как нетрудно показать, определяется из выражения

$$\text{tg } \epsilon = \text{tg } 2\eta = \frac{2D\dot{D}\omega_{\text{л.в}}}{D^2 - D^2\omega_{\text{л.в}}^2}$$

Для формирования и последующего анализа законов управления ориентацией вектора тяги (ускорения) на разных активных участках целесообразно применять рассмотренный в разд. 5 метод обобщенных параметров. Этот метод позволяет выбирать необходимую ориентацию вектора тяги, если задан требуемый характер изменения отдельных параметров. Например, если нужно уменьшить параметр торможения, сохраняя угол η неизменным, то соответствующая ориентация вектора тяги определяется так, чтобы числитель правой части уравнения (3.127) был равен нулю. Отсюда

$$\epsilon = \eta + \text{arc sin}(2k \sin \eta). \quad (3.202)$$

Аналогично, для траекторий $k=\text{const}$, получим

$$\epsilon = \eta + \text{arc cos}(k \cos \eta). \quad (3.203)$$

Характер изменения параметров вдоль траектории (возрастание или уменьшение) определяется следующим образом. Так как производная безразмерного времени по реальному времени

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{a}{V} [1 + \tau \cos(\epsilon - \eta)] \quad (3.204)$$

всегда положительна (поскольку за начало отсчета всегда можно принять текущий момент времени, положив $\tau=0$), то возра-

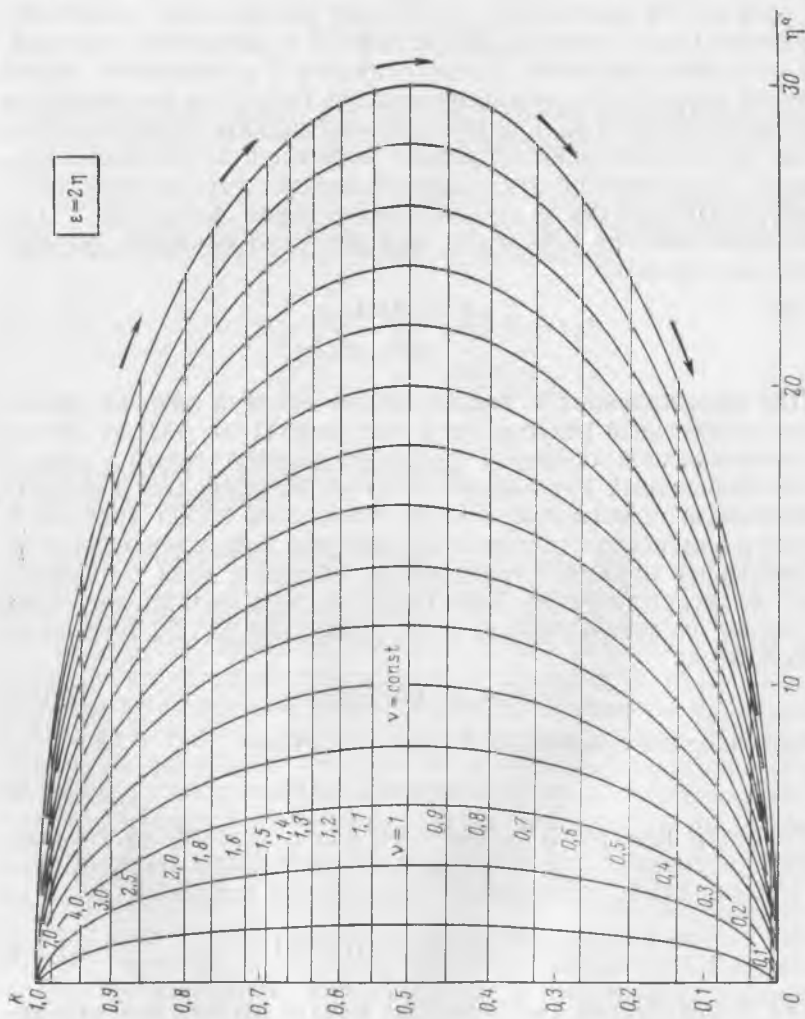


Рис. 3.37. Траектории перехватчика в плоскости κ — η при управлении ориентацией ускорения по закону $\varepsilon = 2\eta$

стание параметров k и η в реальном времени соответствует их положительным производным по τ и наоборот. Производные k и η по τ выражаются уравнениями (3.124) и (3.125). Ввиду того что знаменатели правых частей этих уравнений всегда положительные, то отсюда следует, что

1) k возрастает при

$$k > \frac{\cos(\varepsilon - \eta)}{\cos \eta}$$

и уменьшается при

$$k < \frac{\cos(\varepsilon - \eta)}{\cos \eta};$$

2) η возрастает при

$$k > 0,5 \frac{\sin(\varepsilon - \eta)}{\sin \eta} \quad (3.205)$$

и уменьшается при

$$k < 0,5 \frac{\sin(\varepsilon - \eta)}{\sin \eta},$$

Взяв значения k и η в интересующей нас части траектории, соответствующей исследуемому методу наведения, можно при помощи условий (3.205) определить характер изменения обобщенных параметров.

При помощи метода обобщенных параметров можно формировать и более сложные законы управления ориентацией вектора тяги. В частности, из примера оптимальных методов наведения очевидно, что для точного выполнения условий сближения необходимо, чтобы в конце маневра параметр k был равен единице, а угол η — нулю (условие $v_K=0$ здесь учитывать не будем). Этим условиям может удовлетворять большое количество зависимостей $k(\eta)$ и, следовательно, многие законы управления $\varepsilon(k, \eta)$. Для нахождения этих законов нужно:

1) задаться интегральным уравнением семейства кривых, проходящих через точку с координатами $k=1, \eta=0$

$$\eta = F(k, c),$$

где c — параметр семейства кривых;

2) продифференцировать η по k и подставить в выражение для производной величину c в функции текущих координат;

3) приравнять полученную производную правой части уравнения (3.127);

4) разрешить полученное уравнение относительно ε , в результате чего будет найден закон управления;

5) проверить характер изменения k и η при помощи условий (3.205).

Рассмотрим применение указанной схемы на простейшем примере прямолинейных траекторий $k(\eta)$. Уравнение прямой, ведущей в точку $k=1, \eta=0$, имеет вид

$$\eta = c(1 - k), \quad (3.206)$$

где c — параметр, постоянный для каждой прямой.

Беря производную и подставляя значение c из (3.206), получим

$$\frac{d\eta}{dk} = -\frac{\eta}{1-k}. \quad (3.207)$$

Приравнявая правые части уравнений (3.207) и (3.127), будем иметь

$$-\frac{\eta}{1-k} = \frac{1}{k} \frac{k \sin \eta - 0,5 \sin(\varepsilon - \eta)}{k \cos \eta - \cos(\varepsilon - \eta)}. \quad (3.208)$$

Остается разрешить уравнение (3.208) относительно ε , в результате чего найдем закон управления

$$\varepsilon = \eta + \arccos \frac{AB - \sqrt{B^2 - A^2 + 1}}{B^2 + 1}, \quad (3.209)$$

где

$$A = 2k \left(\sin \eta + \frac{k - \eta}{1 - k} \cos \eta \right);$$

$$B = \frac{2k\eta}{1 - k}.$$

Знак перед корнем в формуле (3.209) выбран из условий (3.205) таким образом, чтобы траектории $k(\eta)$ с течением времени приходили в точку с координатами $k=1, \eta=0$ (а не исходили из нее). Так как наведение при помощи этого метода будет производиться в районе небольших значений угла η , то, используя допущение малости углов и учитывая возможность появления отрицательных η , получим

$$\varepsilon = \eta + \text{sign}(\eta) \arccos \frac{B^2 - 1}{B^2 + 1}. \quad (3.210)$$

Зависимость $\varepsilon(k, \eta)$ для прямолинейных траекторий $k(\eta)$ показана на рис. 3.38.

Рассмотрим теперь метод наведения, который предусматривает управление ориентацией вектора тяги в соответствии с уравнением [47, 57]

$$\varepsilon = \lambda \frac{|D| \omega_{п.п.}}{|a|},$$

где λ — постоянный коэффициент.

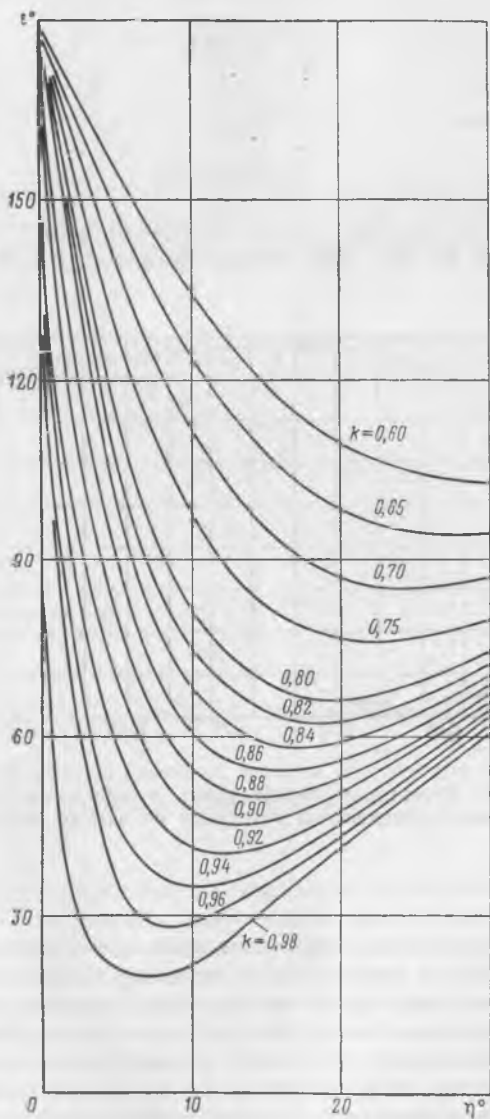


Рис. 3.38. Зависимость угла ориентации вектора ускорения ϵ от параметров k и η при линейной связи между k и η

Учитывая, что

$$|\dot{D}| = V \cos \eta$$

и

$$\frac{V \sin \eta}{D}$$

можно записать

$$\varepsilon = \lambda k \sin 2\eta. \quad (3.211)$$

Общий вид траектории, соответствующей этому закону управления, показан на рис. 3.39, откуда видно, что при помощи ука-

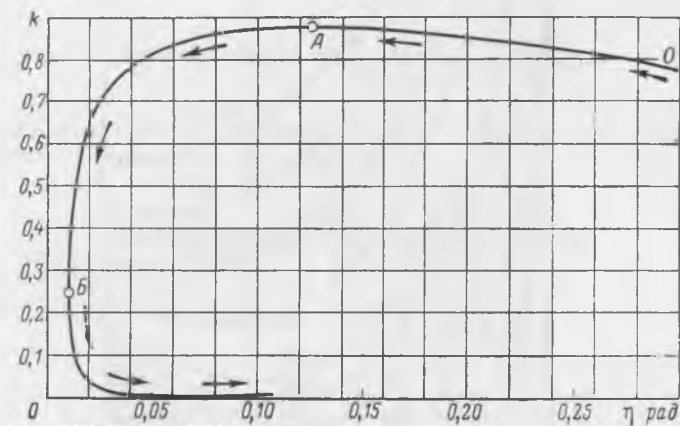


Рис. 3.39. Траектории перехватчика в плоскости k — η при управлении ориентацией ускорения по закону $\varepsilon = \lambda k \sin 2\eta$

занного метода, строго говоря, невозможно свести угол η к нулю, т. е. перейти к одномерному маневру и обеспечить сближение. На траектории отмечены две характерные точки A и B , в которых изменяют знаки производные от обобщенных параметров. На участке O — A угол η уменьшается при одновременном возрастании параметра k , т. е. происходит устранение пролета (уменьшение η) с разгоном. На участке A — B происходит торможение с одновременным устранением пролета. Далее, начиная с точки B , торможение сопровождается возрастанием пролета (угла η). При данном коэффициенте λ на каждой траектории будут существовать точки типа A и B . Геометрическое место этих точек описывается следующими соотношениями, в которые подставляется величина ε в соответствии с рас-

сматриваемым законом управления [в данном случае вычисляемая по формуле (3.211)]:

$$k = \frac{\cos(\varepsilon - \eta)}{\cos \eta}, \quad (3.212)$$

$$k = \frac{\sin(\varepsilon - \eta)}{2 \sin \eta}.$$

На рис. 3.40 показано типичное разбиение плоскости $k-\eta$ на характерные области для коэффициента $\lambda=3$. Область 1 ограничена линиями, соответствующими точкам А (сверху) и В (сни-

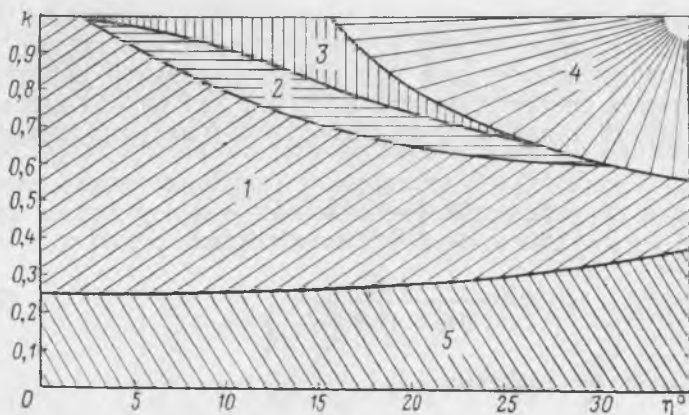


Рис. 3.40. Разбиение плоскости $k-\eta$ на характерные области:
1, 2, 3, 4, 5—области плоскости

зу, см. рис. 3.39) и наиболее подходит для осуществления встречи. В области 2 проходят допустимые траектории сближения, но использование их нежелательно, так как связано с увеличением k и, следовательно, с расходом топлива на разгон. В области 3 лежат траектории, выходящие за прямую $k=1$ и поэтому не обеспечивающие встречу (так как при $k>1$ нельзя устранить скорость сближения). Граница области 4 определяется постоянным максимальным углом ε (в нашем примере $\varepsilon=90^\circ$); для построения этой области используется уравнение

$$k = \frac{\varepsilon_{\max}}{\lambda \sin 2\eta}. \quad (3.213)$$

Область 5 не подходит для сближения, так как включает траектории, на которых угол η возрастает.

При малых углах η и $(\epsilon - \eta)$ [область, для которой допущение о малости углов справедливо, определяется границей

$$k = \frac{\eta_{\max} + \eta}{\lambda \sin 2\eta}, \quad (3.214)$$

где η_{\max} — максимально допустимое значение угла η] закон управления (3.211) можно исследовать при помощи простых зависимостей. В этом случае характер изменения безразмерной скорости v и безразмерного времени τ соответствует одномерному движению, а траектории $\eta(k)$ описываются уравнением

$$\frac{\eta}{\eta_0} = \sqrt{\frac{k_0}{k} \left(\frac{1 - k_0}{1 - k} \right)^{2\lambda - 3}}. \quad (3.215)$$

Отсюда следует, что при $\lambda \leq 1,5$ применение указанного закона для осуществления встречи нецелесообразно, так как это приведет к возрастанию угла η при любых начальных значениях k .

Учитывая соответствующие формулы для случая переменной массы перехватчика, получим более точный вариант зависимости (3.215)

$$\frac{\eta}{\eta_0} = \frac{q_0}{q} \left(\frac{2e^{q_0}(q_0 - 1) + k}{2e^{q_0}(q_0 - 1) + l_0} \right)^{\lambda - 1}, \quad (3.215a)$$

$$k = \frac{q^2 e^q}{2(q - 1)e^q + C_1}, \quad (3.215b)$$

где $C_1 = e^{q_0} \frac{q_0}{k_0} - 2e^{q_0}(q_0 - 1)$.

Объединив выражения (3.215a) и (3.215b) будет иметь

$$\frac{\eta}{\eta_0} = \frac{q_0}{q} \left[1 - \frac{2k_0}{q_0^2} \left(\frac{1 - q}{e^{q_0 - q}} + q_0 - 1 \right) \right]^{\lambda - 1}.$$

Помимо закона управления ориентацией вектора тяги, метод наведения должен также включать закон управления величиной тяги. В тех случаях, когда исследуется наведение, выполняемое двигателями постоянной тяги, управление величиной тяги сводится к заданию границ переключения (включения и выключения двигателя) в пространстве параметров движения. Здесь также целесообразно использовать обобщенные параметры, так как они позволяют уменьшить размерность исследуемого пространства.

При реализации оптимальных методов наведения границы переключения обеспечивают, например, уменьшение расхода топлива и выбираются в соответствии с решением задачи оптимизации. В практических условиях необходимость периодического включения и выключения двигателя может диктоваться совсем другими обстоятельствами (например, невозможностью производить измерения на активных участках). Кроме того, многие за-

коны управления, в частности, рассмотренные выше законы вида (3.199) и (3.211), сами по себе еще не обеспечивают выполнения конечных условий сближения и их нужно дополнять соответствующими зависимостями для границ переключения. Поэтому линии (или поверхности) переключения подбирают таким образом, чтобы гарантировать выполнение конечных условий сближения. Наиболее подходящими линиями переключения такого рода являются прямые или параболы в фазовой плоскости $V-D$, проведенные из начала координат. Этим параболам соответствуют линии постоянных значений параметра торможения k в плоскости $k-\eta$. Обычно вместо плоскости $V-D$ используют плоскость $\dot{D}-D$, поскольку скорость сближения D входит в число непосредственно измеряемых параметров, а относительную скорость V нужно вычислять.

Метод наведения, в котором используется закон управления ориентацией вида (3.211), также можно модифицировать, введя линии переключения двигателя в виде прямых $k_1 = \text{const}$ (включение) и $k_2 = \text{const}$ (выключение). Эти прямые в плоскости $k-\eta$ соответствуют при малых углах η параболическим линиям переключения (линии $a = \text{const}$) в плоскости $\dot{D}-D$. В этом случае в области малых углов η для каждого активного участка величины v и $\Delta\tau$ будут одинаковыми и равными

$$v_{1,2} = \sqrt{\frac{k_2}{k_1} \frac{1-k_1}{1-k_2}}, \quad (3.216)$$

$$\Delta\tau^0 = 1 - v_{1,2},$$

здесь $v_{1,2}$ —величина v в конце первого активного участка (при изменении k от k_1 до k_2). При заданном отношении конечной скорости к начальной, т. е. при заданном значении v_k , можно определить необходимое число активных участков или число включений двигателя. Так как

$$v_k = \frac{V_k}{V_0} = v_{1,2}^n, \quad (3.217)$$

где n —число полных активных участков, получим

$$n = \left[\frac{\ln v_k}{\ln v_{1,2}} \right] = \left[\frac{2 \ln v_k}{\ln \left(\frac{k_2}{k_1} \frac{1-k_1}{1-k_2} \right)} \right]. \quad (3.218)$$

В табл. 3.2 приведены значения n для двух вариантов линий переключения двигателя.

Задав величину отношения скоростей v_k , можно определить потребное число переключений и установить, пригодна ли данная двигательная установка для осуществления сближения. Однако при этом остается открытым вопрос о сходимости ме-

$1/v_k$	10	20	30	40	60	80	100	150	200	250	300	400	500
$n: k_1=0,6$ $k_2=0,4$	6	7	8	9	9	10	11	12	12	13	13	14	14
$n: k_1=0,8$ $k_2=0,5$	4	5	5	6	6	7	7	8	8	8	9	9	10

тогда, так как, если при торможении угол η будет все время возрастать, то траектория будет неустойчивой и перехватчик может начать удаляться от цели прежде, чем закончатся цик-

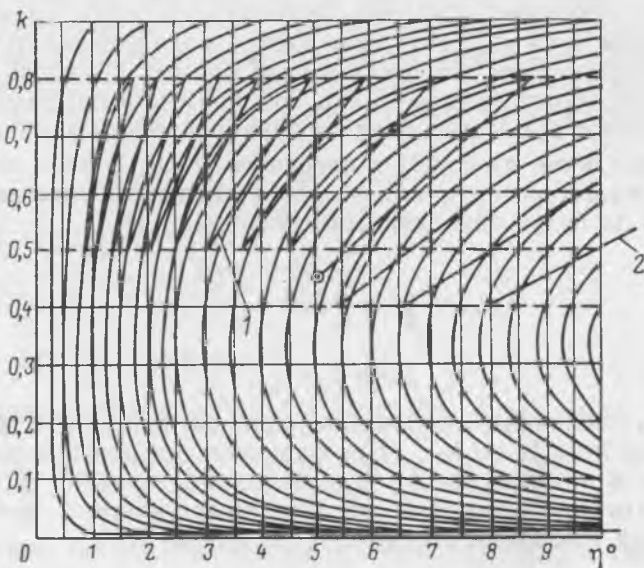


Рис. 3.41. Устойчивая и неустойчивая траектории сближения при наведении по закону $\epsilon = \lambda k \sin 2\eta$ и линиях переключения $k_1 = \text{const}$ и $k_2 = \text{const}$.

Здесь 1, 2—изображающие траектории в плоскости $k=\eta$

лы торможения. На рис. 3.41 показаны две траектории сближения для линий переключения, которые указаны в табл. 3.2. Обе траектории начинаются из одних и тех же условий, но при $k_1=0,8$ и $k_2=0,5$ процесс наведения сходится, в то время как при $k_1=0,6$ и $k_2=0,4$ угол η постепенно увеличивается и через четыре цикла возрастает вдвое.

Найдем зону устойчивого наведения, исходя из следующего условия: приращение угла η на пассивном участке не должно быть больше, чем модуль уменьшения η на предшествующем

активном участке. Иными словами, каждый последующий активный участок должен начинаться при меньшем значении η , чем предыдущий. Это условие более жестко, чем общие условия выполнения сближения, но оно вполне оправдывается, если учесть многочисленные ошибки, возникающие при реализации метода.

Для первого активного участка (а также всех последующих) в соответствии с уравнением (3.215) имеем

$$\frac{\eta_2}{\eta_1} = \sqrt{\frac{k_1}{k_2} \left(\frac{1-k_1}{1-k_2} \right)^{2\lambda-3}}, \quad (3.219)$$

где η_1^* — величина угла η в момент первого включения двигателя, а η_2 — в момент окончания первого активного участка.

Далее, согласно уравнению (3.129) для пассивных участков и с учетом допущения малости углов будем иметь

$$\frac{\eta_2}{\eta_1} = \frac{k_2}{k_1}, \quad (3.220)$$

где η_1^* — величина угла η в момент начала второго активного участка. Условие устойчивости наведения можно записать в виде

$$\eta_1^* \leq \eta_1',$$

откуда

$$\frac{k_1^2}{k_2^2} \leq \frac{k_2}{k_1} \left(\frac{1-k_2}{1-k_1} \right)^{2\lambda-3} \quad (3.221)$$

или

$$k_1^3(1-k_1)^{2\lambda-3} \leq k_2^3(1-k_2)^{2\lambda-3}. \quad (3.221a)$$

Пользуясь этим условием, можно построить границы области устойчивости в плоскости параметров k_1 и k_2 . Понятно, что верхней границей этой области является отрезок прямой, проведенной из начала координат под углом 45° (поскольку k_1 не может быть меньше k_2), а вид нижней границы зависит от величины коэффициента усиления λ . При $\lambda=3$ нижняя граница области устойчивости также представляет собой отрезок прямой, соединяющей между собой точки $(k_1=0; k_2=1)$ и $(k_1=1; k_2=0)$. При $\lambda < 3$ нижняя граница области будет лежать выше этой прямой, а при $\lambda > 3$ — ниже. Область устойчивости при $\lambda=3$ показана на рис. 3.42.

Таким образом, пользуясь уравнением (3.218) и условием (3.221), можно выбрать константы метода наведения k_1 , k_2 и λ так, чтобы наведение выполнялось устойчиво и с небольшим числом переключений. Однако имеется еще одно условие, нарушение которого может сорвать сближение. Согласно этому условию потребная угловая скорость поворота вектора тяги не должна превышать располагаемую угловую скорость поворота перехватчика вокруг его центра масс, обеспечиваемую системой управления ориентацией. Для выполнения этого условия необходимо прежде всего знать максимальную скорость изменения угла ε при наведении данным методом.

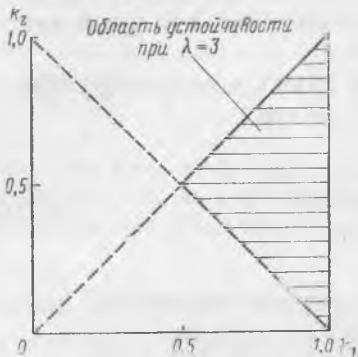


Рис. 3.42. Область устойчивости в плоскости значений k_1 и k_2 , соответствующих линиям переключений, при наведении по закону $\varepsilon = \lambda k \sin 2\eta$

Для закона управления вида (3.211) (с учетом допущения малости углов) будем иметь

$$\dot{\varepsilon} = \frac{\varepsilon V}{a} = -4\lambda k \eta \left[k(\lambda - 2) + \frac{1}{2} \right], \quad (3.222)$$

где $\dot{\varepsilon}$ — безразмерная угловая скорость поворота вектора тяги относительно линии визирования.

Безразмерную угловую скорость линии визирования можно выразить как

$$\dot{\omega}_{л.в} = \frac{\omega_{л.в} V}{a} = 2k \sin \eta. \quad (3.223)$$

Отсюда, так как

$$\dot{\varepsilon}_н = \dot{\omega}_{л.в} - \dot{\varepsilon},$$

где $\dot{\varepsilon}_н$ — угловая скорость поворота вектора управляющего ускорения относительно инерциальной системы координат, то

$$\dot{\varepsilon}_н = 2k \eta \left\{ 1 + 2\lambda \left[k(\lambda - 2) + \frac{1}{2} \right] \right\}. \quad (3.224)$$

Иногда удобнее оперировать величиной угловой скорости, отнесенной к начальной скорости. Эту величину можно вычислить по формуле

$$\dot{\varepsilon}_н^0 = \frac{\dot{\varepsilon}_н V_0}{a} = \frac{\dot{\varepsilon}_н}{v_{1,2}^n(k)}, \quad (3.225)$$

где $v_{1,2}$ — отношение скоростей, вычисляемое по формуле (3.216);

n — число полных активных участков, предшествующих рассматриваемому участку;

$v(k) = \sqrt{\frac{k}{k_1} \frac{1-k_1}{1-k}}$ — отношение текущего значения скорости к скорости в момент начала данного активного участка;

k — параметр торможения в рассматриваемый момент времени.

Формулу (3.225) можно привести к виду

$$\tilde{\varepsilon}_n^0 = 2k^2 \frac{\eta_1}{k_1} \frac{1 + 2\lambda [k(\lambda - 2) + 0,5]}{\left(\frac{k_2}{k_1} \frac{1-k_1}{1-k_2}\right)^{n/2}} \left(\frac{1-k_1}{1-k}\right)^{\lambda-2}, \quad (3.226)$$

где η_1 — значение угла η в момент начала исследуемого активного участка, которое может быть выражено через начальные условия k_0, η_0 , константы метода наведения λ, k_1, k_2 и число предшествующих активных участков n как

$$\eta_1 = \eta_0 \frac{k_1}{k_0} \left[\frac{k_1}{k_2} \left(\frac{1-k_1}{1-k_2}\right)^{2\lambda-3} \right]^{n/2} \left(\frac{k_2}{k_1}\right)^n. \quad (3.227)$$

Подставляя (3.227) в (3.226), окончательно найдем

$$\tilde{\varepsilon}_n^0 = \frac{2\eta_0}{k_0} \left(\frac{1-k_1}{1-k_2}\right)^{n(\lambda-2)} k^2 \left(\frac{1-k_1}{1-k}\right)^{\lambda-2} \left[(1+\lambda) + 2\lambda(\lambda-2)k \right]. \quad (3.228)$$

Из выражения (3.228) видно, что максимальная угловая скорость будет соответствовать наибольшему возможному значению k ; кроме того, эта скорость уменьшается с увеличением числа активных участков. Учитывая сказанное, примем $n=0$ и $k=k_1$. Тогда

$$\tilde{\varepsilon}_{n \max}^0 = \frac{2\eta_0}{k_0} k_1^2 [2\lambda(\lambda-2)k_1 + (1+\lambda)]. \quad (3.229)$$

Таким образом, максимальная угловая скорость поворота вектора управляющего ускорения при одних и тех же начальных условиях соответствует началу маневра (началу первого активного участка). Задавая предельно допустимую угловую скорость из условия нормальной работы системы управления ориентацией, можно использовать уравнение (3.229) как дополнительную связь для выбора констант метода наведения и оценки располагаемого диапазона начальных условий.

В литературе по вопросу ближнего наведения рассмотрены самые разнообразные методы наведения, позволяющие одновременно (или почти одновременно) сводить к нулю прогнозируемый пролет и скорость сближения. Некоторые из них являются просто модификациями метода последовательного наведения. Например, в работе [54] рассмотрен вариант последователь-

ного наведения, где на втором активном участке (торможение) угол ε был принят не нулевым, а пропорциональным угловой скорости линии визирования. Этим во время торможения обеспечивается одновременное устранение остаточного пролета (нормальной скорости).

К различным модификациям метода последовательного наведения можно отнести также методы, связанные с устранением угловой скорости линии визирования (на первом активном участке) относительно местной горизонтали цели [40]; методы,



Рис. 3. 43. Параболические линии переключения в плоскости $\dot{D}-D$

основанные на компенсации кориолисова ускорения [62], а также более сложные методы наведения с многократным включением и выключением двигателя.

Рассмотрим, например, метод наведения с одновременным устранением пролета и скорости сближения, предложенный в работе [41]. Моменты включения и выключения двигателя определяются параболическими линиями переключения в плоскости $\dot{D}-D$ (рис. 3. 43). Линии переключения устанавливаются в начальный момент по \dot{D}_0, D_0 так, чтобы среднее ускорение в процессе торможения было постоянным. После формирования линий переключения совершается пассивный полет до точки (D_1, \dot{D}_1) , где двигатель включается и скорость сближения уменьшается до величины \dot{D}_2 . Здесь двигатель выключается и пассивный участок продолжается до точки (D_3, \dot{D}_3) , где вновь включается двигатель. Процесс продолжается до тех пор, пока скорость сближения \dot{D} не будет сведена к некоторому малому значению скорости сближения \dot{D}_k , при котором можно начинать причаливание. На каждом активном участке угол ориентации тяги двигателя относительно инерциальных осей координат постоянен,

причем величина угла выбирается каждый раз так, чтобы к концу данного активного участка ожидаемая нормальная скорость устранялась.

Положение линий переключения определяется следующим образом. Начальные условия сближения определяют профиль траектории с постоянным ускорением (пунктирная линия на рис. 3.43), которая привела бы при действии некоторого фиктивного постоянного ускорения a_Φ изображающую точку из положения (D_0, \dot{D}_0) в положение $(D_K, 0)$. Так как в этом случае параметр торможения k должен быть равен единице, если вычислять его не по полной дальности D , а по разности $(D - D_K)$, то

$$a_\Phi = \frac{\dot{D}_0^2}{2(D_0 - D_K)}. \quad (3.230)$$

Из того же условия $k_1 = 1$ получим уравнение фиктивной фазовой траектории

$$\dot{D}_\Phi = \frac{\dot{D}_0^2 (D_0 - D_K)}{(D_0 - D_K)}. \quad (3.231)$$

(индекс Φ обозначает параметры, соответствующие фазовой траектории с постоянным ускорением a_Φ).

Введем два управляющих параметра p_1 и p_2 , определяющих ширину полосы, в которой будет двигаться изображающая точка.

Тогда

$$\dot{D}_+ = \dot{D}_\Phi + p_1 \dot{D}_\Phi; \quad (3.232)$$

$$\dot{D}_- = \dot{D}_\Phi - p_2 \dot{D}_\Phi,$$

где индексы плюс и минус обозначают условия в момент включения и выключения двигателя соответственно. Подставляя (3.232) в (3.231), получим уравнения кривых переключения

$$\dot{D}_+ = \frac{\dot{D}_0^2 (D - D_K) (1 + p_1)^2}{(D_0 - D_K)}, \quad (3.233)$$

$$\dot{D}_- = \frac{\dot{D}_0^2 (D - D_K) (1 - p_2)^2}{(D_0 - D_K)}.$$

Зная величину D в момент включения, можно заранее приближенно определить, на сколько должна уменьшиться скорость.

сближения в конце данного активного участка, т. е. найти величину ΔD . Тогда угол ориентации вектора тяги, постоянный для данного активного участка, определяется из выражения

$$\varepsilon_n \approx \frac{V_n}{\Delta \dot{D}}, \quad (3.234)$$

где V_n — нормальная скорость в момент включения двигателя; ε_n — угол между вектором тяги и начальным направлением линии визирования.

Можно ориентировать вектор тяги на каждом активном участке под постоянным углом не к начальному, а к текущему направлению линии визирования, т. е. использовать законы управления вида

$$\varepsilon = \varepsilon_0, \quad (3.235)$$

где $\varepsilon_0 = \text{const}$. Подставляя (3.235) в уравнение (3.127) и используя допущение о малости углов η и $(\varepsilon - \eta)$, после интегрирования получим

$$\frac{\eta}{\eta_0} = \frac{\varepsilon_0}{3\eta_0} (3 - 2k_0) \left[\frac{3 - 2k}{3 - 2k_0} - \sqrt{\frac{k_0}{k} \left(\frac{1 - k}{1 - k_0} \right)^3} \right] + \sqrt{\frac{k_0}{k} \left(\frac{1 - k}{1 - k_0} \right)^3}, \quad (3.236)$$

Если задаться условием, чтобы в конце данного активного участка (при торможении от k_1 до k_2) угол η обращался в нуль, то постоянный угол ориентации тяги ε_0 нужно вычислять по формуле

$$\varepsilon_0 = \eta_0 \left[\left(1 - \frac{2}{3} k_1 \right) - \left(1 - \frac{2}{3} k_2 \right) \sqrt{\frac{k_2}{k_1} \left(\frac{1 - k_1}{1 - k_2} \right)^3} \right]^{-1}. \quad (3.237)$$

Таким образом, при заданных условиях переключения в виде постоянных значений k_1 и k_2 угол ε_0 прямо пропорционален начальному углу η_0 . Так при $k_1 = 0,8$ и $k_2 = 0,5$ угол $\varepsilon_0 \cong 3\eta_0$.

НАВЕДЕНИЕ С УЧЕТОМ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ГРАВИТАЦИОННОГО УСКОРЕНИЯ

В тех случаях, когда управляющее ускорение сравнимо по величине с относительным гравитационным ускорением, а про-

должительность сближения довольно велика, применение рассмотренных выше методов наведения будет приводить к значительным ошибкам и, следовательно, к большому расходу топлива на их устранение. Эти ошибки объясняются значительным искривлением траекторий относительного движения при указанных выше обстоятельствах. Например, при последовательном наведении после устранения прогнозируемого пролета траектория все равно не приведет в точку встречи с целью (так как из-за воздействия относительной гравитации фактический пролет не будет равен нулю) и потребуются дополнительные активные участки, в частности, перед самым началом участка торможения. В связи с этим были разработаны методы наведения, учитывающие влияние относительного гравитационного ускорения.

Можно представить себе двухимпульсный (т. е. с двумя активными участками) метод наведения, который отличается от метода последовательного наведения тем, что на первом активном участке устраняется пролет, прогнозируемый с учетом относительного гравитационного ускорения. Действительно, каждому текущему положению перехватчика относительно цели при заданной продолжительности движения в точку встречи соответствует определенный прогнозируемый пролет, вычисляемый в предположении, что, начиная с данного момента времени, перехватчик и цель движутся под действием гравитационных сил. Таким образом, зная положение перехватчика относительно цели и выбирая продолжительность сближения, можно в принципе определить требуемый вектор относительной скорости, при котором пролет, прогнозируемый с учетом гравитационных сил, равен нулю. Если фактический вектор скорости сделать каким-то способом равным этому требуемому вектору скорости (см. гл. II), то последующая траектория пассивного полета приведет перехватчик в точку встречи с целью. Чтобы относительная скорость в момент встречи была нулевой, маневр должен завершаться участком торможения (устранением скорости сближения). Такой метод наведения позволит уменьшить ошибки и энергетические затраты по сравнению с методами, основанными на прогнозировании пролета в безгравитационном пространстве.

В общем случае вектор скорости, необходимый для устранения пролета, прогнозируемого с учетом гравитации, определить довольно трудно, поэтому распространенный двухимпульсный метод основан на использовании линеаризованных уравнений относительного движения для круговых орбит целей (см. выше разд. 2), которые имеют явное решение. Если в уравнения для координат (3.36) подставить заданную продолжительность маневра T и нулевые конечные условия $x_k = y_k = z_k = 0$, то, разрешая полученные соотношения относительно начальных скоростей,

найдем требуемые составляющие вектора относительной скорости в орбитальной системе координат $x_{\text{тр}}, y_{\text{тр}}, z_{\text{тр}}$

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{тр}} &= \omega_{\text{ц}} \frac{x_0 \sin \omega_{\text{ц}} T + y_0 [6\omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 14(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)]}{3\omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 8(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)}, \\ \dot{y}_{\text{тр}} &= \omega_{\text{ц}} \frac{2x_0(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T) + y_0 [4 \sin \omega_{\text{ц}} T - 3\omega_{\text{ц}} T \cos \omega_{\text{ц}} T]}{3\omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 8(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)}, \\ \dot{z}_{\text{тр}} &= \omega_{\text{ц}} z_0 \frac{\cos \omega_{\text{ц}} T}{\sin \omega_{\text{ц}} T}. \end{aligned} \quad (3.23)$$

Здесь $\omega_{\text{ц}}$ — орбитальная угловая скорость цели; индекс «тр» обозначает требуемые, а 0 — начальные значения переменных. Аналогичные зависимости для случая, когда цель находится на эллиптической орбите малого эксцентриситета, получены в работе [90]. Требуемое приращение относительной скорости определяется по формулам

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x}_{\text{тр}} &= \dot{x}_{\text{тр}} - \dot{x}_0, \\ \Delta \dot{y}_{\text{тр}} &= \dot{y}_{\text{тр}} - \dot{y}_0, \\ \Delta \dot{z}_{\text{тр}} &= \dot{z}_{\text{тр}} - \dot{z}_0. \end{aligned} \quad (3.239)$$

Если вектор управляющего ускорения направлять вдоль вектора требуемого приращения скорости с компонентами (3.239), уменьшая при этом величину T на время, прошедшее с момента включения двигателя, то к концу первого активного участка прогнозируемый пролет должен стать равным нулю. Для сведения к нулю прогнозируемого пролета можно пользоваться также различными методами наведения по требуемой скорости, рассмотренными в гл. II.

Проекции относительной скорости в точке встречи $\dot{x}_{\text{к}}, \dot{y}_{\text{к}}, \dot{z}_{\text{к}}$ можно определить, подставив в уравнения для скоростей [полученные дифференцированием выражений (3.36)], время $(T - t_a)$, где t_a — продолжительность первого активного участка, а в качестве начальных скоростей — требуемые скорости в конце первого активного участка:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{к}} &= (4\dot{x}_{\text{тр}} - 6y_0\omega_{\text{ц}}) \cos \omega_{\text{ц}}(T - t_a) + 2\dot{y}_{\text{тр}} \sin \omega_{\text{ц}}(T - t_a) + \\ &\quad + 6\omega_{\text{ц}}y_0 - 3\dot{x}_{\text{тр}}, \\ \dot{y}_{\text{к}} &= \dot{y}_{\text{тр}} \cos \omega_{\text{ц}}(T - t_a) - (2\dot{x}_{\text{тр}} - 3y_0\omega_{\text{ц}}) \sin \omega_{\text{ц}}(T - t_a), \\ \dot{z}_{\text{к}} &= \dot{z}_{\text{тр}} \cos \omega_{\text{ц}}(T - t_a) - \omega_{\text{ц}}z_0 \sin \omega_{\text{ц}}(T - t_a). \end{aligned} \quad (3.240)$$

Второй активный участок начинается на некотором расстоянии от цели, вполне достаточном, чтобы успеть погасить скорость сближения.

Выбирать величину T можно так, чтобы свести к минимуму сумму требуемых приращений вектора скорости на обоих активных участках [32, 42] или чтобы уменьшить скорость сближения перед вторым активным участком. Увеличивая число первых активных участков, характеризующихся уравнениями (3.238), (3.239), можно, постепенно изменяя величину T , свести скорость сближения к нулю, устранив таким образом необходимость в специальном участке торможения [84].

Возвращаясь к двухимпульсному методу наведения, можно видеть, что вследствие неизбежных ошибок при измерениях параметров движения и реализации управляющих ускорений, а также из-за методических ошибок (линеаризация уравнений движения, из которых определяется требуемое приращение скорости), на первом активном участке невозможно свести к нулю прогнозируемый пролет. Поэтому требуется приложение дополнительных импульсов скорости. Общее количество таких импульсов (активных участков), устраняющих пролет, прогнозируемый с учетом гравитации, будет зависеть от относительной дальности в начале этапа сближения, разброса начальных условий по скорости сближения и нормальной скорости, ошибок при измерениях параметров движения и реализации управляющих ускорений и т. д.

В таком виде рассматриваемый метод наведения часто называют «методом свободных траекторий». Моменты приложения импульсов скорости могут определяться в соответствии с текущими значениями параметров движения или же задаются заранее.

В работе [89] рассмотрен многоимпульсный метод наведения, в котором предусматривается несколько активных участков, расположенных симметрично относительно заранее заданных точек на траектории перехватчика. Один из вариантов многоимпульсного метода наведения применялся для сближения с целью космического корабля «Джемини» [26, 27]. «Центры» активных участков задавались угловой дальностью до предполагаемой точки встречи. Такие методы наведения целесообразно применять тогда, когда сближение осуществляется с сотрудничающей целью, эфемериды которой известны заранее достаточно точно. Эти методы являются как бы продолжением методов дальнего наведения; при малых начальных скоростях и прогнозируемых пролетах, а также при малых уровнях управляющего ускорения они могут давать заметное уменьшение расхода топлива по сравнению с рассмотренными выше методами наведения, построенными на модели безгравитационного пространства.

В разд. 4 было показано, как при помощи обобщенных параметров можно уменьшить размерность исследуемого фазового пространства. В частности, для случая компланарного движения можно перейти от фазового пространства четвертого по-

рядка (x, \dot{x}, y, \dot{y}) к фазовому пространству третьего порядка (h, δ, Φ) [см. уравнения (3.139) — (3.141)].

Воспользуемся теперь методом обобщенных параметров, чтобы получить в более компактном виде характеристики требуемых приращений скорости, обеспечивающих сведение к нулю пролета, прогнозируемого с учетом гравитации. Для этого сначала перейдем от скоростей и координат в орбитальной системе координат x, \dot{x}, y, \dot{y} к инерциальной относительной скорости V и относительной дальности D при помощи очевидных соотношений (для простоты рассматривается компланарный случай)

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \delta + \omega_{\text{ц}} y, \\ \dot{y} &= V \sin \delta - \omega_{\text{ц}} x, \\ x &= D \cos \Phi, \\ y &= D \sin \Phi \end{aligned} \quad (3.241)$$

(определения углов δ и Φ см. в разд. 4).

Подставляя (3.241) в первые два уравнения (3.238) и переходя к безразмерному параметру h , будем иметь [13]

$$h_{\text{тр}} = C(A^2 + B^2)^{-1/2}, \quad (3.242)$$

$$\delta_{\text{тр}} = \frac{\pi}{2} \left[1 \operatorname{sign}(A) - 1 \operatorname{sign}\left(-\frac{A}{B}\right) \right] + \operatorname{arctg} \frac{A}{B},$$

где

$$A = 6 \cos \Phi_0 (1 - \cos \theta_{\text{к}}) - 4 \sin \Phi_0 \sin \theta_{\text{к}} + 3\theta_{\text{к}} \sin(\Phi_0 - \theta_{\text{к}});$$

$$B = 6 \sin \Phi_0 (1 - \cos \theta_{\text{к}}) - \cos \Phi_0 \sin \theta_{\text{к}} - 3\theta_{\text{к}} \sin \Phi_0 \sin \theta_{\text{к}};$$

$$C = 8(1 - \cos \theta_{\text{к}}) - 3\theta_{\text{к}} \sin \theta_{\text{к}};$$

$\theta_{\text{к}} = \omega_{\text{ц}} T$ — заданная угловая дальность движения цели до точки встречи;

$h_{\text{тр}}, \delta_{\text{тр}}$ — требуемые значения h и δ после первого импульса

Применяя тот же прием к уравнениям (3.240), найдем

$$v_{\text{к}} = \left(\frac{D^2 + E^2}{A^2 + B^2} \right)^{1/2}, \quad (3.243)$$

$$-\Phi_{\text{к}} = \delta_{\text{к}} = \frac{\pi}{2} \left[1 \operatorname{sign}(D) - 1 \operatorname{sign}\left(-\frac{D}{E}\right) \right] + \operatorname{arctg} \frac{D}{E},$$

где

$$D = -\sin \Phi_0 (4 \sin \theta_{\text{к}} - 3\theta_{\text{к}}) + 2 \cos \Phi_0 (1 - \cos \theta_{\text{к}});$$

$$E = -\cos \Phi_0 \sin \theta_{\text{к}} - 2 \sin \Phi_0 (1 - \cos \theta_{\text{к}});$$

$v_{\text{к}}$ — отношение конечной скорости $V_{\text{к}}$ (в точке встречи) к требуемой начальной скорости $V_{\text{тр}}$;

$\Phi_{\text{к}}$ — угол подхода к цели в конце полета.

Таким образом, из соотношений (3.242) и (3.243) видно, что обобщенные характеристики требуемой скорости $h_{\text{тр}}$ и $\delta_{\text{тр}}$, а также безразмерная конечная скорость в точке встречи $v_{\text{к}}$ зависят только от двух величин — начального угла подхода Φ_0 и заданного времени движения T (или углового перемещения цели за время движения перехватчика в точку встречи $\theta_{\text{к}} = \omega_{\text{ц}} T$). Такой подход позволяет исследовать метод свободных траекторий в общем виде. Например, путем частного дифференцирования второго уравнения (3.242) по $\theta_{\text{к}}$ можно показать, что существует некоторое значение угла $\theta_{\text{к}}$, при котором ориентация требуемой начальной скорости $\delta_{\text{тр}}$ не зависит от угла Φ_0 .

Рассмотренные выше методы ближнего наведения перехватчика с продольными двигателями не могут, конечно, охватить все разнообразие методов наведения, тем более, что исследование было ограничено вариантами перехватчиков с двигателями постоянной тяги. Дальнейшие исследования в этой области, по-видимому, позволят впоследствии создать новые методы, еще более полно удовлетворяющие критериям качества сближения, перечисленным в разд. 1. Методы наведения для перехватчиков с дросселируемыми двигателями вкратце рассматриваются в разд. 8.

7. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ПЕРЕХВАТЧИКА С ПРОДОЛЬНЫМИ И ПОПЕРЕЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Наиболее удобными системами координат, в которых можно ориентировать перехватчик с продольными и поперечными двигателями при ближнем наведении, являются, по-видимому, орбитальная, лучевая и орбитально-лучевая системы. Оптимальное управление тягой малых двигателей, ориентированных по осям орбитальной системы координат, исследовано применительно к задаче сближения в работе [19]. Наиболее широко освещены в литературе методы наведения с ориентацией перехватчика в лучевой системе координат, поскольку в этом случае значительно облегчается получение информации, необходимой для наведения.

При дальнейшем изложении будем полагать, что в процессе сближения производится непрерывное управление креном перехватчика, т. е. линия действия тяги его поперечного двигателя (или пары двигателей) совмещается с мгновенной плоскостью сближения.

ОРИЕНТАЦИЯ ПЕРЕХВАТЧИКА В ЛУЧЕВОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Схема управления сближением при помощи двигателей, ориентированных вдоль и по нормали к линии визирования [14, 21, 33, 61, 93, 94], отличается простотой реализации. В случае при-

менения такой схемы и двигателей постоянной тяги метод наведения описывается алгоритмом включения и выключения двигателей в определенной последовательности, т. е. уравнениями границ переключения для каждого канала системы наведения.

Один из простых методов наведения рассмотрен в работе [93]. Здесь для продольного канала предлагается использовать линии переключения в фазовой плоскости $D-\dot{D}$ в виде двух параллельных прямых. Параметры линий переключения и диапазон начальных условий выбираются так, чтобы обеспечить достаточно малую конечную скорость сближения и небольшое число включений и выключений двигателя.

Управление продольным двигателем можно осуществлять и так, чтобы продолжительность пассивных участков (между активными) была постоянной [14, 94]. Такая схема управления нужна, например, если координатор цели может работать только при выключенном продольном двигателе, и процесс измерения и обработки результатов занимает значительное время. В этом случае переключение двигателя осуществляется в соответствии с величиной параметра

$$s = \frac{D}{-\dot{D}}, \quad (3.244)$$

называемого мгновенным (оставшимся) временем сближения, а уравнения линий переключения имеют вид:

$$s_1 = \text{const},$$

$$s_2 = \text{const},$$

т. е. линии переключения представляют собой прямые в фазовой плоскости $D-\dot{D}$, исходящие из начала координат. Пренебрегая центробежным ускорением $D\omega_{д.в}^2$ и относительным гравитационным ускорением, можно записать, что

$$s = \frac{D_0 + \dot{D}_0 t + (a/2) t^2}{-(\dot{D}_0 + at)}, \quad (3.245)$$

$$\frac{ds}{dt} = - \left[1 - a \frac{D_0 + \dot{D}_0 t + (a/2) t^2}{(\dot{D}_0 + at)^2} \right], \quad (3.246)$$

где a — ускорение от тяги продольного двигателя.

Начальное значение последней производной может быть как положительным, так и отрицательным. При положительном значении производной \dot{s} , что будет иметь место в случае

$$D_0 \geq \frac{(-\dot{D}_0)^2}{a},$$

двигатель включается при выполнении условия

$$D = s_1 (-\dot{D}). \quad (3.247)$$

Если же начальное значение \dot{s} отрицательно, то после включения двигателя при $s = s_1$ величина s будет продолжать уменьшаться и перейдет через значение s_1 . Поэтому при $\dot{s}_0 < 0$ необходимо заранее прогнозировать минимальную величину s и включать двигатель в тот момент t_{\min} , когда $s_{\min} \geq s_1$. Таким образом, если

$$D < \frac{(-\dot{D})^2}{a},$$

то производная \dot{s} станет равной нулю при

$$a \frac{D_0 + \dot{D}_0 t_{\min} + (a/2) t_{\min}^2}{(\dot{D}_0 + a t_{\min})^2} = 1, \quad (3.248)$$

где t_{\min} — время, соответствующее s_{\min} .

Разрешая уравнение (3.248) относительно t_{\min} , найдем

$$t_{\min} = \frac{1}{a} \left(-\dot{D}_0 - \sqrt{2aD_0 - \dot{D}_0^2} \right). \quad (3.249)$$

Подставляя (3.249) в (3.245), будем иметь

$$s_{\min} = \frac{2D_0 - (\dot{D}_0^2/a)}{\sqrt{2aD_0 - \dot{D}_0^2}}. \quad (3.250)$$

Заменяя s_{\min} величиной s_1 и разрешая полученное уравнение относительно D_0 , получим условие включения при $\dot{s} < 0$:

$$D = \frac{\dot{D}^2}{2a} + \frac{a}{2} s_1^2. \quad (3.251)$$

В канале управления поперечным двигателем целесообразно использовать линии переключения, связанные с известной заранее величиной ошибки измерения нормальной скорости. Линия выключения выбирается так, чтобы не могла появиться нормальная скорость V_H противоположного направления (при наличии одного поперечного двигателя изменение знака нормальной скорости потребовало бы поворота перехватчика вокруг оси крена на 180° , что весьма нежелательно). Если выключать поперечный двигатель в тот момент, когда $V_H = 3\sigma_{V_H}$ (где σ_{V_H} — среднеквадратическая ошибка измерения нормальной скорости и управления ею), то текущее значение нормальной скорости никогда не перейдет через нуль.

Выбирать линию включения следует так, чтобы общее количество переключений было не слишком велико. С другой сторо-

ны, при слишком редких коррекциях нормальной скорости будет накапливаться большая ошибка, устранение которой может вызвать чрезмерный расход топлива. Кроме того, при больших значениях нормальной скорости или угловой скорости линии визирования увеличивается взаимосвязь между каналами из-за возрастания центробежного ускорения.

Удовлетворительные результаты дает уравнение линии включения вида [93]

$$V_n = 9\sigma V_n.$$

В случае двух поперечных двигателей, ориентированных вдоль одной оси в противоположных направлениях, окончание коррекции нормальной скорости можно производить и из условия равенства нулю нормальной скорости. В некоторых случаях удобно устранять лишь начальную, а не текущую величину нормальной скорости. При этом в момент окончания коррекции нормальная скорость, конечно, не будет равна нулю из-за поворота линии визирования, вследствие чего нормальная скорость никогда не изменит свой знак. Рассмотрим такую схему более подробно.

Для оценки продолжительности времени между коррекциями нормальной скорости воспользуемся уравнениями относительного движения в лучевой системе координат. Вновь пренебрегая центробежным ускорением $D\omega_{л.в}^2$ и относительным гравитационным ускорением, можно записать

$$\dot{\omega}_{л.в} + \frac{2\dot{D}}{D_1 + \dot{D}t} \omega_{л.в} = \frac{a_n}{D_1 + \dot{D}t}, \quad (3.252)$$

где a_n — управляющее ускорение по нормали к линии визирования (от поперечного двигателя), а D_1 — дальность, на которой включается поперечный двигатель. Решение этого уравнения было получено в разд. 4 и имеет вид (3.155).

Если выключение поперечного двигателя производится после устранения начальной нормальной скорости (по сигналу с интегрирующего акселерометра), то, учитывая, что

$$t_n = \frac{D_1 \omega_{л.в1}}{-a_n}, \quad (3.253)$$

где t_n — длительность коррекции нормальной скорости;

$\omega_{л.в1}$ — угловая скорость линии визирования в момент начала коррекции,

по уравнению (3.155) найдем остаточную угловую скорость линии визирования после выключения поперечного двигателя

$$\omega_{л.в2} = \frac{a_n \dot{D} \omega_{л.в1}^2}{2(a_n - \dot{D} \omega_{л.в1})^2} \approx \frac{\dot{D}}{2a_n} \omega_{л.в1}^2. \quad (3.254)$$

Если включение поперечного двигателя производится при одной и той же величине угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в1}$, то исходя из уравнения, связывающего $\omega_{л.в}$ и D на пассивном участке при отсутствии гравитационного ускорения,

$$\frac{\omega_{л.в}}{\omega_{л.в0}} = \left(\frac{D_0}{D} \right)^2$$

и уравнения (3.254) можно определить продолжительность участков с неработающим поперечным двигателем

$$\Delta t = s_0 \left(1 - \sqrt{\frac{\dot{D}}{2a_n} \omega_{л.н1}} \right). \quad (3.255)$$

Здесь s_0 — оставшееся время сближения в начале данного пассивного участка.

ПРИМЕНЕНИЕ ОБОБЩЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ

При исследовании ближнего наведения перехватчика с продольными и поперечными двигателями параметры k и τ будем выражать через ускорение от продольного двигателя a :

$$k = \frac{V^2}{2aD}, \quad (3.256)$$

$$\tau = \frac{ta}{V}.$$

Если в течение некоторого интервала времени работает только продольный двигатель, то величина τ определяет также затраченную характеристическую скорость, отнесенную к скорости в конце этого интервала, т. е.

$$\tau_{пр} = \frac{V_{х.пр}}{V}. \quad (3.257)$$

Для того чтобы отнести $\tau_{пр}$ к начальной скорости, воспользуемся формулой

$$\tau_{пр}^0 = \frac{V_{х.пр}}{V_0} = \tau_{пр} V. \quad (3.258)$$

Если работает только поперечный двигатель, ориентированный по нормали к линии визирования, то его энергетические затраты будут равны

$$\tau_n^0 = \frac{V_{х.н}}{V_n} = \tau_{пр} V_{пр}. \quad (3.259)$$

В случае одновременной работы обоих двигателей

$$\tau_{\Sigma}^0 = \frac{V_{x\Sigma}}{V_0} = \tau_{np} (\mu + 1) v, \quad (3.260)$$

где $\mu = \frac{a_1}{a}$. Дифференциальное уравнение в обобщенных параметрах (3.127) запишем теперь в виде

$$\frac{dk}{d\eta} = k \frac{k \cos \eta - (\mu p_2 \cos \eta + p_1 \cos \eta)}{k \sin \eta - \frac{1}{2} (\mu p_2 \cos \eta - p_1 \sin \eta)} \quad (3.261)$$

(здесь p_1 и p_2 — параметры, характеризующие включение и выключение продольного и поперечного двигателей соответственно; $p=0$ при выключенном двигателе, $p=1$ при включенном двигателе) или

$$\frac{dk}{dl} = \frac{k}{1 + l^2} \frac{k - (\mu p_2 l + p_1)}{kl - \frac{1}{2} (\mu p_2 - p_1 l)}, \quad (3.262)$$

где

$$l = \operatorname{tg} \eta = \frac{V_u}{\dot{D}} = \frac{L/D}{\sqrt{1 - (L/D)^2}};$$

L — прогнозируемый пролет.

Для производных k и η по τ получим

$$\frac{dk}{d\tau} = \frac{2k [k \cos \eta - (\mu p_2 \sin \eta + p_1 \cos \eta)]}{1 + \tau (p_1 \cos \eta + \mu p_2 \sin \eta)}, \quad (3.263)$$

$$\frac{d\eta}{d\tau} = \frac{2k \sin \eta - (\mu p_2 \cos \eta - p_1 \sin \eta)}{1 + \tau (p_1 \cos \eta + \mu p_2 \sin \eta)}. \quad (3.264)$$

Наконец, уравнение для определения v имеет вид

$$\frac{dv}{d\tau} = - \frac{v (p_1 \cos \eta + \mu p_2 \sin \eta)}{1 + \tau (p_1 \cos \eta + \mu p_2 \sin \eta)}. \quad (3.265)$$

Для перехватчика, ориентированного относительно лучевой системы координат (с полярным управлением поперечными двигателями), возможны только три режима активного полета: 1) продольный двигатель включен, поперечный двигатель выключен; 2) продольный двигатель выключен, поперечный двигатель включен; 3) оба двигателя включены. Каждый из этих режимов характеризуется определенным законом управления, которому можно поставить в соответствие аналогичный закон управления ориентацией перехватчика с продольными двигателями:

- 1) $p_1 = 1, \quad p_2 = 0 \quad (\varepsilon = 0);$
- 2) $p_1 = 0, \quad p_2 = 1 \quad (\varepsilon = 90^\circ);$
- 3) $p_1 = 1, \quad p_2 = 1 \quad (\varepsilon = \operatorname{arctg} \mu).$

Необходимо напомнить, что при использовании соотношений, полученных ранее для перехватчика с продольными двигателями, параметры k и τ следует пересчитывать. Так, для второго режима будем иметь

$$k_{np} = k\mu; \quad \tau_{np} = \tau/\mu,$$

а для третьего режима

$$k_{np} = k\sqrt{1+\mu^2}; \quad \tau_{np} = \tau/\sqrt{1+\mu^2},$$

где k_{np} и τ_{np} — параметры для перехватчика с продольными и поперечными двигателями, определенные по формулам (3.256), а k и τ — соответствующие параметры, определенные по соотношениям для перехватчика с продольными двигателями. Например, для второго режима ($p_1=0, p_2=1$) можно использовать полученную ранее формулу (3.157) для безразмерной продолжительности устранения пролета при $\varepsilon=90^\circ$ в виде

$$\tau_{np} = \frac{1 - \sqrt{1 - \frac{2}{\mu} k_{np0} \sin 2\eta_0}}{\frac{2}{\mu^2} k_{np0} \cos \eta_0}. \quad (3.266)$$

Приравнивая подкоренное выражение нулю, найдем минимальное ускорение от поперечного двигателя, при помощи которого при данных начальных условиях еще можно устранить пролет

$$a_n \geq \frac{2V_{n0}\dot{D}_0}{D_0}. \quad (3.267)$$

Очевидно, что при одновременной работе обоих двигателей для своевременного устранения пролета величина a_n должна быть еще больше.

Теперь найдем допустимые значения μ , при которых можно устранить пролет в третьем режиме ($p_1=p_2=1$). Пренебрегая центробежным и относительным гравитационным ускорениями по сравнению с ускорением от тяги продольного двигателя, запишем уравнения движения в лучевой системе координат

$$\ddot{D} = a, \quad (3.268)$$

$$D\ddot{\omega}_{л.в} + 2\dot{D}\dot{\omega}_{л.в} = a_n.$$

Уравнение для текущего значения нормальной скорости V_n получим таким же способом, что и уравнение (3.155а):

$$V_n = \frac{1}{D_0 - \dot{D}t + \frac{at^2}{2}} \left[V_{n0}D_0 + a_n t \left(D_0 + \frac{\dot{D}_0 t}{2} + \frac{at^2}{6} \right) \right]. \quad (3.269)$$

Приравнивая скорость V_H нулю (что соответствует устранению прогнозируемого пролета в конце маневра) и переходя к безразмерным параметрам, будем иметь

$$\tau_H^3 - 3 \cos \eta \mu \tau_H^2 + \frac{3\mu^2}{k_0} \tau_H - \frac{3 \sin \eta_0 \mu^2}{k_0} = 0. \quad (3.270)$$

Разрешая это уравнение относительно μ , получим

$$\mu = \frac{\tau_H^2 k_0 \cos \eta_0 \pm \sqrt{\tau_H^2 k_0^2 \cos^2 \eta_0 - \frac{4}{3} \tau_H^3 k_0 (\tau_H - \sin \eta_0)}}{2 (\tau_H - \sin \eta_0)}. \quad (3.271)$$

Приравнивая подкоренное выражение нулю, найдя из этого выражения τ_H и подставляя его вновь в (3.271), определим предельно допустимое значение μ , при котором можно устранить пролет при одновременной работе обоих двигателей

$$\mu_{\min} = \frac{8 \operatorname{tg} \eta_0}{12 - 9k_0 \cos^2 \eta_0}. \quad (3.272)$$

Пусть после устранения пролета требуется иметь заданную скорость сближения. Зададим это дополнительное конечное условие отношением

$$v_{\text{зад}} = V_k / V_0,$$

где V_H — требуемая конечная скорость. Так как при малых углах η справедлива формула для одномерного движения

$$\tau_{\text{пр}} = 1 - v_{\text{зад}},$$

то отсюда можно определить

$$\tau_H = \tau_{\text{пр}} \mu = \mu (1 - v_{\text{зад}}). \quad (3.273)$$

Теперь разрешим уравнение (3.270) относительно k_0 :

$$k_0 = \frac{(\tau_H - \sin \eta_0)}{\tau_H^2 \left(\mu \cos \eta_0 - \frac{\tau_H}{3} \right)}. \quad (3.274)$$

Подставляя (3.273) в (3.274) и разрешая полученное уравнение относительно μ , получим выражение для величины μ , при которой одновременно с устранением пролета будет достигнута заданная конечная скорость:

$$\mu = \frac{\sin \eta_0}{(1 - v_{\text{зад}}) \left[1 - k_0 (1 - v_{\text{зад}}) \left(\cos \eta_0 - \frac{1 - v_{\text{зад}}}{3} \right) \right]}. \quad (3.275)$$

Уравнение (3.275) при заданном μ можно интерпретировать как уравнение границы включения двигателей для выполнения за-

данных конечных условий ($\eta=0$; $v=v_{зад}$). В этом случае его удобнее применять в виде

$$k = \frac{\mu(1 - v_{зад}) - \sin \eta}{\mu(1 - v_{зад})^2 \left[\cos \eta - \frac{1 - v_{зад}}{3} \right]}. \quad (3.276)$$

Суммарная характеристическая скорость, затраченная на выполнение маневра, составит

$$\frac{V_{x\Sigma}}{V_0} = \tau_{\Sigma}^0 = \tau_{пр} + \tau_{н} = (1 - v_{зад})(1 + \mu). \quad (3.277)$$

В случае перехватчика с продольными и поперечными двигателями, ориентированными в лучевой системе координат, также можно пользоваться методами наведения, учитывающими относительное гравитационное ускорение. Для этого введем новые параметры:

безразмерную угловую скорость линии визирования

$$\omega = \frac{\omega_{л.в}}{\omega_{ц}} = \frac{V \sin \eta}{D \omega_{ц}} \quad (3.278)$$

и безразмерную скорость сближения

$$p = \frac{\dot{D}}{D \omega_{ц}} = \frac{-V \cos \eta}{D \omega_{ц}}.$$

Требуемые значения параметров ω и p для сведения к нулю пролета, прогнозируемого с учетом гравитации, равны:

$$\begin{aligned} \omega_{тр} &= \frac{A \cos \Phi_0 - B \sin \Phi_0}{C}, \\ p_{тр} &= \frac{A \sin \Phi_0 + B \cos \Phi_0}{C}, \end{aligned} \quad (3.279)$$

где A , B и C зависят от Φ_0 и θ_k [см. уравнение (3.242)].

Таким образом, для устранения прогнозируемого пролета продольный двигатель должен работать до тех пор, пока величина p не станет равна требуемой, а поперечный двигатель выключится в тот момент, когда будет достигнута угловая скорость линии визирования, определяемая величиной $\omega_{тр}$. Как видно, прогнозируемый с учетом гравитационного ускорения пролет можно устранить при помощи одного только поперечного двигателя (без включения продольного двигателя). Однако при этом продолжительность полета не будет произвольной и должна определяться из второго уравнения (3.279).

8. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ПЕРЕХВАТЧИКА С ДРОССЕЛИРУЕМЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

До сих пор рассматривались методы наведения перехватчиков с двигателями постоянной тяги. Применение таких двигателей оправдывается двумя обстоятельствами: удобством реализации соответствующих методов наведения и близостью этих методов к оптимальным программам управления тягой. Однако при решении задач оптимизации совершенно не учитывалось влияние ошибок измерения параметров движения и реализации управляющих ускорений на точность выполнения конечных условий. Вероятностная задача оптимизации сближения в полном виде еще не решена, но, по-видимому, оптимальная тяга в этом случае должна быть переменной или по крайней мере иметь несколько постоянных уровней. Этим и объясняется интерес, проявляемый многими исследователями к применению на этапе сближения дросселируемых двигателей*. Немаловажно и то обстоятельство, что для методов наведения с переменным управляющим ускорением часто удается получить простые аналитические решения уравнений движения и привести результаты к обозримому виду. Так как одни и те же методы наведения для перехватчиков с дросселируемыми двигателями можно реализовать при любой схеме формирования управляющих ускорений, мы не будем далее делать различия между этими схемами.

ОДНОМЕРНОЕ СБЛИЖЕНИЕ

Рассмотрим сначала одномерное сближение. Пусть номинальное ускорение от тяги двигателя равно a_* . Нетрудно видеть, что сближение состоится, если в каждый момент времени удовлетворяется условие

$$k = \frac{\dot{D}^2}{2a_*D} = 1 \quad (3.280)$$

или

$$\dot{D} = \sqrt{2a_*D}.$$

На основании этих соотношений можно сформировать различные законы управления величиной тяги, обеспечивающие выполнение конечных условий сближения, например [47],

$$a_1 = a_* \left[1 - \lambda_{оп} \left(1 - \frac{-\dot{D}}{\sqrt{2a_*D}} \right) \right], \quad (3.281)$$

* См. [21, 33, 34, 54, 63, 65, 75, 82].

где a_1 — составляющая управляющего (командного, требуемого) ускорения от тяги вдоль линии визирования; λ_{np} — постоянный коэффициент. Введя время, оставшееся до конца сближения,

$$s = T - t \quad (3.282)$$

(где T — полное время сближения) и отклонение дальности D от номинальной D_*

$$\Delta D = D - D_* = D - \frac{1}{2} a_* s^2, \quad (3.283)$$

получим следующее уравнение относительно ΔD :

$$\frac{d^2 \Delta D}{ds^2} - \lambda_{np} \frac{1}{s} \frac{d \Delta D}{ds} + \lambda_{np} \frac{1}{s^2} \Delta D = 0.$$

Решение этого уравнения имеет вид

$$\Delta D = \Delta D_0 \left(\frac{s}{s_0} \right)^{\lambda_{np}}, \quad (3.284)$$

где индекс 0 соответствует начальному моменту времени. Отсюда

$$\frac{d \Delta D}{dt} = -\Delta D_0 \lambda_{np} \frac{s^{\lambda_{np}-1}}{s_0^{\lambda_{np}}}. \quad (3.285)$$

$$\Delta a_1 = a_1 - a_* = \frac{\Delta D_0}{s_0^{\lambda_{np}}} \lambda_{np} (\lambda_{np} - 1) s^{\lambda_{np}-2}. \quad (3.286)$$

Введем суммарную ошибку по начальной дальности с учетом начального отклонения относительной скорости от номинала:

$$\Delta D_{10} = \Delta D_0 + \left(\frac{d \Delta D}{dt} \right)_0 s_0 = (1 - \lambda_{np}) \Delta D_0. \quad (3.287)$$

Подставляя (3.287) в (3.285) и (3.286), окончательно получим зависимость нормализованной вариации продольного командного ускорения от времени и начальных ошибок

$$\tilde{\Delta a}_1 = \frac{\Delta a_1}{a_*} = -\lambda_{np} \frac{\Delta D_{10}}{D_0} \left(\frac{s}{s_0} \right)^{\lambda_{np}-2}. \quad (3.288)$$

Уравнение (3.288) позволяет оценить требуемый диапазон дросселирования продольного двигателя при известном разбросе начальных условий по дальности.

УСТРАНЕНИЕ ПРОЛЕТА

В тех случаях, когда начальный прогнозируемый пролет не равен нулю, вектор управляющего ускорения необходимо отклонять от линии визирования на угол ε , который можно опреде-

лять, например, по уравнению $\varepsilon = \lambda k \sin 2\eta$. При применении дросселируемого двигателя удобнее вычислять не угол ε , а нормальную составляющую командного ускорения по формуле

$$a_2 = \lambda_n D \Phi, \quad (3.289)$$

где λ_n — постоянный коэффициент канала управления нормальной скоростью (пролетом), а Φ — угол между линией визирования и некоторым фиксированным направлением (в случае стабилизированной цели угол Φ удобно отсчитывать от направления стыковочной оси цели). Тогда полную величину управляющего ускорения и угол ориентации этого ускорения можно найти по формулам

$$a = \sqrt{a_1^2 + a_2^2}, \quad (3.290)$$

$$\varepsilon = \text{arctg}(a_2/a_1), \quad (3.291)$$

где a_1 определяется по формуле (3.281) и обеспечивает устранение скорости сближения, а a_2 определяется по формуле (3.289) и обеспечивает устранение пролета. Величина номинального ускорения a_* выбирается таким образом, чтобы обеспечивался приемлемый диапазон дросселирования (разность между максимальной и минимальной величинами ускорения).

КРИТЕРИИ ВКЛЮЧЕНИЯ

Методы наведения с дросселируемыми двигателями обычно предусматривают наличие двух участков траектории — пассивного и активного. На пассивном участке измеряются параметры движения и вычисляется критерий, определяющий момент включения двигателя. После включения двигателя управление величиной и направлением тяги производится по уравнениям типа (3.290) и (3.291).

Диапазон начальных условий, в котором может работать система наведения, зависит от метода наведения, располагаемого запаса топлива и вида критерия включения. Рассмотрим два критерия включения [65]

$$D \leq (\bar{D}^2/2a_*), \quad (3.292)$$

и

$$a \geq a_*. \quad (3.293)$$

Проанализируем влияние критерия включения на максимально допустимый начальный прогнозируемый пролет L . Из выражения (3.292) следует, что при заданном номинальном ускорении дальность включения двигателя зависит только от величины скорости сближения. Счевидно, что максимальная дальность включения при одной и той же относительной скорости соответствует одномерному сближению — чем больше нормальная скорость $D\Phi$, тем ближе к цели произойдет включение. В этом заключа-

ется явный недостаток критерия (3.292). Учитывая формулу для начального прогнозируемого пролета (в момент включения двигателя)

$$L_0 = \frac{D_0^2 \dot{\Phi}_0}{V_0}, \quad (3.294)$$

где D_0 — начальная дальность; $\dot{\Phi}_0 = \omega_{Л.В}$ — начальная угловая скорость линии визирования; V_0 — начальная относительная скорость, выразим его через скорость сближения в момент включения двигателя $D_{в0}$, исключив из (3.294) начальную дальность и угловую скорость линии визирования при помощи (3.292) и очевидного равенства

$$\dot{D}^2 + (D\dot{\Phi})^2 = V_0^2.$$

В результате будем иметь

$$L = D_{в0}^2 \sqrt{(V_0^2 - \dot{D}_{в0}^2) / 2a_* V_0}. \quad (3.295)$$

Взяв частную производную от L по $\dot{D}_{в0}$ и приравняв ее нулю, найдем величину $\dot{D}_{в0}$, при которой допустимое значение начального пролета максимально, после чего величина максимального начального пролета определится из выражения

$$L_{\max} = (3)^{-3/2} (V_0^2 / a_*). \quad (3.296)$$

Понятно, что если начальный прогнозируемый пролет будет больше максимального, определенного по формуле (3.296), то двигатель совсем не включится и сближение не произойдет.

В случае применения критерия (3.293) при максимальном начальном пролете продольная составляющая командного ускорения $a_{к1}$ должна быть равна нулю, а нормальная составляющая $a_{к2}$ — номинальному ускорению a_* . Если продольная составляющая командного ускорения отлична от нуля, то суммарное командное ускорение будет больше номинального, вследствие чего включение двигателя будет производиться при меньшем пролете. Учитывая эти условия в уравнениях (3.281) и (3.289), получим

$$a_* - \lambda_{пр} a_* [1 + \dot{D} (2a_* D)^{-1/2}] = 0, \quad (3.297)$$

$$a_* = \lambda_n \dot{D} \dot{\Phi}.$$

Исключая из первого уравнения (3.297) D , найдем

$$L_{\max} = \lambda_{пр}^4 (\lambda_{пр} - 1)^{-4} (\dot{D}^{3/4} \lambda_n a_* V_0)$$

и

$$L_{\max} = 2\lambda_{пр}^4 (\lambda_{пр} - 1)^2 \lambda_n^2 [4\lambda_n^2 (\lambda_{пр} - 1)^4 + \lambda_{пр}^4]^{-1/2} (V_0^2 / a_*). \quad (3.298)$$

Теперь из сравнения коэффициентов при (V_0^2/a_*) в уравнениях (3.296) и (3.298) при типичных значениях $\lambda_{\text{пр}}=3$, $\lambda_{\text{н}}=2$ видно, что максимально допустимый пролет для критерия (3.293) в 2,18 раза больше, чем для критерия (3.292). Оба критерия включения эквивалентны только в том случае, когда начальный пролет равен нулю. Расчеты показывают, что критерий типа (3.293) обеспечивает также меньший потребный диапазон дросселирования.

Потребный диапазон изменения продольного a и нормально-го $a_{\text{н}}$ ускорений можно определить по следующим уравнениям:

$$\begin{aligned} a(\tau) &= a_* - C_{\text{пр}} (\tau/\tau_0)^{\lambda_{\text{пр}}-2}, \\ a_{\text{н}}(\tau) &= C_{\text{н}} (\tau/\tau_0)^{2\lambda_{\text{н}}-3}, \end{aligned} \quad (3.299)$$

где $C_{\text{пр}}$, $C_{\text{н}}$ — постоянные, зависящие от начальных условий, а τ — время, оставшееся до конца сближения. Численное моделирование сближения при использовании дросселируемого двигателя показало [65], что минимальный диапазон дросселирования необходим в тех случаях, когда $\lambda_{\text{н}} < 2$; однако при этом к моменту сведения дальности к нулю угловая скорость линии визирования резко возрастает. Поэтому целесообразно выбирать $\lambda_{\text{н}} = 2$. Для управления продольной составляющей тяги наилучшие результаты обеспечиваются при $\lambda_{\text{пр}} = 3$.

Закон управления вектором тяги дросселируемого двигателя, обеспечивающий выполнение конечных условий сближения, можно записать в общем виде [34]

$$\bar{a} = S_1 \bar{d} [D - f(D)] + S_2 (\bar{\omega}_{\text{л.н}} \times \bar{D}), \quad (3.300)$$

где \bar{a} — вектор управляющего ускорения; \bar{d} — единичный вектор в направлении вектора дальности; S_1 , S_2 — постоянные; $f(D)$ — заданная функция дальности. Функция $f(D)$ может иметь вид

$$f(D) = C \sqrt{D} \quad (3.301)$$

или

$$f(D) = CD, \quad (3.302)$$

где C — некоторая постоянная. При применении функции вида (3.302) значительно возрастает продолжительность сближения и требуется дросселирование двигателя в широких пределах. Функция вида (3.301) удобнее, так как при ее применении командное (требуемое) ускорение почти постоянно (при малых значениях пролета) и пропорционально величине $C^2/2$.

ЭКСПОНЕНЦИАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ

Рассмотрим методы наведения, относящиеся к классу так называемых экспоненциальных [75], так как параметры движения в этом случае определяются через степенные функции. К та-

к этому классу можно отнести метод наведения, описываемый уравнениями вида

$$a_x = b_1 \dot{x} + b_2 x, \quad (3.303)$$

$$a_y = b_1 \dot{y} + b_2 y,$$

где x, y — координаты перехватчика в декартовой системе координат, связанной с целью; b_1, b_2 — постоянные коэффициенты; a_x, a_y — составляющие вектора командного ускорения.

Основное достоинство таких методов в том, что они позволяют решать уравнения движения в явном виде. Эти решения вследствие их громоздкости мы здесь не приводим, их можно найти в работе [63]. Заметим, что уравнения (3.303) аналогичны уравнениям демпфера с пружиной, если считать, что b_1 — коэффициент демпфирования, а b_2 — коэффициент восстанавливающей силы. Из этих уравнений непосредственно следует, что теоретически время выполнения конечных условий бесконечно велико, поэтому сближение нужно прекращать на некоторой конечной дальности.

Переходя к уравнениям движения в лучевой системе координат, будем иметь

$$\ddot{D} + b_1 \dot{D} + (b_2 - \omega_{л.в}^2) D = 0, \quad (3.304)$$

$$2\dot{D}\omega_{л.в} + (b_1\omega_{л.в} + \dot{\omega}_{л.в}) D = 0.$$

Величина и направление командного ускорения определяются формулами

$$a_k = \sqrt{(b_1\dot{D} + b_2D)^2 + (b_1D\omega_{л.в})^2}, \quad (3.305)$$

$$\varepsilon = \text{arctg} \frac{b_1D\omega_{л.в}}{b_1\dot{D} + b_2D}.$$

В данном случае также необходим специальный критерий для выбора момента включения двигателя. Расчеты показывают, что для уменьшения расхода топлива целесообразно включать двигатель при заданной величине угла η (от 30 до 80°). Недостатком такого рода методов, помимо большой продолжительности сближения, является широкий потребный диапазон дроселирования двигателя (практически от максимальной тяги до нуля).

Существует также класс логарифмических методов наведения [37], когда составляющие командного ускорения определяются по формулам

$$a_1 = \frac{\lambda_{np} \dot{D}^2}{D} \quad (0,5 < \lambda_{np} < 1), \quad (3.306)$$

$$a_2 = \lambda_n \lambda_{np} D \ddot{\Phi} \left(\lambda_n > \frac{1}{\lambda_{np}} - 1 \right). \quad (3.307)$$

В случае малых углов η изменение параметров движения описывается уравнением

$$\ln \left(\frac{\dot{D}}{\dot{D}_0} \right) = \lambda_{np} \ln \left(\frac{D}{D_0} \right) \quad (3.308)$$

или

$$\dot{D}/\dot{D}_0 = (D/D_0)^{\lambda_{np}}.$$

Можно, например, сформировать командные ускорения таким образом, чтобы уравнения движения принимали вид

$$\ddot{D} = \frac{\lambda_{np} \dot{D}^2}{D}, \quad (3.309)$$

$$\ddot{\Phi} = \frac{\lambda_{np} \lambda_n \dot{D} \dot{\Phi}}{D}.$$

Продолжительность сближения в этом случае пропорциональна величине

$$\frac{D_0}{\dot{D}_0} \left(\frac{1}{1 - \lambda_{np}} \right), \quad (3.310)$$

поэтому значения λ_{np} и λ_n следует выбирать настолько малыми, насколько это позволяют условия сходимости процесса сближения. При этом суммарная величина управляющего ускорения

$$a = \sqrt{\left(\frac{\lambda_{np} \dot{D}^2}{D} - D \dot{\Phi}^2 \right)^2 + (\lambda_{np} \lambda_n \dot{D} \dot{\Phi} + 2 \dot{\Phi} \dot{D})^2}. \quad (3.311)$$

9. ГРУППОВОЙ ПОЛЕТ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Групповой полет двух или более космических аппаратов с регулированием их положения относительно друг друга является операцией, которая будет широко применяться при освоении космического пространства. Групповой полет может оказаться необходимым как промежуточный этап перед причаливанием и

стыковкой космических кораблей; при снятии экипажа или обслуживания с аварийного корабля в случае невозможности стыковки; наконец, регулирование положения одного корабля относительно другого может потребоваться при инспекции неизвестного или потенциально опасного объекта [60, 73].

Основная задача наведения при групповом полете заключается в регулировании относительной дальности между аппаратами. Для простоты будем считать, что один из аппаратов не маневрирует (цель), а другой может регулировать траекторию относительного движения при помощи одного или нескольких двигателей (перехватчик).

НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ДВИЖЕНИЕ

Рассмотрим сначала неуправляемое относительное движение аппаратов, для чего можно, например, пользоваться методом круговых диаграмм, подробно рассмотренным в работе [35]. Этот метод заключается в переходе к координатам и скоростям относительного движения в транспортирующей системе и таком преобразовании уравнений движения, что они сводятся к уравнениям окружностей. Изображающая точка на круговой диаграмме описывает полную окружность за один оборот цели; кроме того, центр окружности перемещается в горизонтальном направлении со скоростью, зависящей от начальных условий.

Однако вернемся к уравнениям движения в орбитальной системе координат. Уравнения (3.35), записанные в этой системе, справедливы не только для круговых орбит целей, но также и для эллиптических орбит малого эксцентриситета, если большие оси орбит перехватчика и цели совпадают [60]. Решения этих уравнений при пассивном полете (3.36) для координат x и y можно записать следующим образом:

$$x = x_{c0} + (-3/2) y_{c0} \omega_n t + 2b \sin(\omega_n t + \xi), \quad (3.312)$$

$$y = y_{c0} + b \cos(\omega_n t + \xi),$$

где

$$x_{c0} = (x_0 + 2\dot{y}_0/\omega_n);$$

$$y_{c0} = (4y_0 - 2\dot{x}_0/\omega_n);$$

$$b = \sqrt{(\dot{y}_0/\omega_n)^2 + (3y_0 - 2\dot{x}_0/\omega_n)^2};$$

$$\xi = \text{arctg} \frac{-\dot{y}_0}{2\dot{x}_0 - 3\omega_n y_0}.$$

Уравнения (3.312) описывают движение точки по эллипсу, большая ось которого всегда вдвое больше малой оси независимо от начальных условий

$$\frac{(y - y_{c0})^2}{b^2} + \frac{(x - y_{c0})^2}{4b^2} = 1. \quad (3.313)$$

Положение центра эллипса в момент $t=0$ определяется координатами x_{c0} , y_{c0} ; далее центр движется параллельно линии равных высот (оси x_0) с постоянной скоростью

$$V_c = -\frac{3}{2} (2\dot{x}_0 - 4\omega_u y_0) = -\left(\frac{3}{2}\right) y_{c0} \omega_u. \quad (3.314)$$

Если $y_{c0}=0$, то и $V_{c0}=0$, т. е. центр эллипса лежит на линии равных высот и не движется. Это значит, что периоды обращения

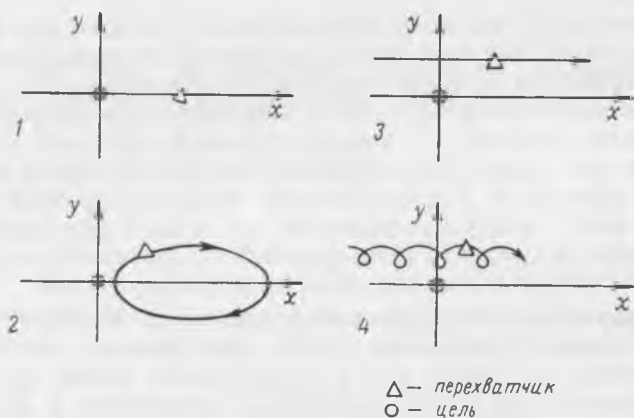


Рис. 3.44. Классы траекторий относительного движения перехватчика

спутника и цели совпадают и в этом случае имеет место уравнение

$$\ddot{x} = 2\omega_u y. \quad (3.315)$$

Максимальные значения нормальных к плоскости орбиты цели составляющих векторов относительного положения и скорости определяются формулами

$$z_{\max} = \sqrt{(z_0/\omega_u)^2 + (z_0)^2}, \quad (3.316)$$

$$\dot{z}_{\max} = \sqrt{\dot{z}_0^2 + (\omega_u z_0)^2}.$$

Траектории относительного движения перехватчика по их проекциям на плоскость орбиты цели можно подразделить на траектории следующих четырех классов (рис. 3.44).

1. Периоды обращения и эксцентриситеты орбит перехватчика и цели совпадают. Это значит, что перехватчик и цель обращаются по одинаковым орбитам и находятся одновременно на одинаковой высоте. (Подразумевается, что истинные аномалии цели и перехватчика также одинаковы). Отсюда следует, что

$$V_c = b = 0,$$

т. е. траектория относительного движения перехватчика вырождается в точку на орбитальной оси x .

2. Периоды обращения перехватчика и цели совпадают, т. е. $V_c = 0$, но эксцентриситеты их орбит различны и $b \neq 0$. Траектория относительного движения представляет собой эллипс, центр которого неподвижен и находится на орбитальной оси x .

3. Эксцентриситеты орбит совпадают, но периоды обращения различны. Эллипс относительного движения вырождается в точку, которая движется параллельно орбитальной оси x со скоростью V_c .

4. Эксцентриситеты и периоды обращения перехватчика и цели различны. Перехватчик движется относительно цели по эллипсу с подвижным центром.

РЕГУЛИРОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ

Очевидно, что наиболее удобными для регулирования относительного положения являются траектории типа 1, так как при их использовании и при отсутствии возмущений не нужно прикладывать тягу для регулирования положения — перехватчик и так находится в стационарном положении относительно цели. Навигационным параметром в этом случае может служить угловая высота цели β над горизонтом Земли (угол между линией визирования цели и линией визирования горизонта), номинальное значение которой можно определить заранее. Тогда метод регулирования относительного положения будет состоять из следующих операций [60].

1) Определяется квадрант, в котором находится перехватчик по отношению к орбитальной системе координат (обозначения квадрантов и направления приложения тяги в каждом из них приведены на рис. 3.45). Для определения этого квадранта значение угла β сравнивается с заданным; далее (при известном направлении движения по орбите) определяется положение перехватчика относительно оси y , связанной с радиусом-вектором цели. Затем необходимо определить (также путем измерения угла β), имеется ли составляющая относительной скорости, направленная к линии равных высот (оси x).

2) Если перехватчик не движется к линии равных высот, то прикладывается тяга в соответствии со схемой рис. 3.45. Импульс тяги в квадранте 1 или 3 увеличивает большую ось эллипса

са относительного движения, а в квадранте 2 или 4 — малую ось эллипса, после чего начинается движение к линии равных высот.

3) Когда по величине угла β станет видно, что перехватчик и цель находятся на одинаковой высоте, устраняют вертикальную составляющую скорости.

4) После устранения вертикального смещения и вертикальной составляющей скорости прикладывается тяга в сторону цели или от нее для устранения горизонтальной составляющей скорости. Наличие горизонтальной составляющей скорости также можно определить при помощи измерений угла β . Действительно, при наличии скорости \dot{x} перехватчик начинает перемещаться с линии равных высот по одной из двух возможных траекторий типа 4. Если $\dot{x} < 0$, то перехватчик движется вверх и угол β уменьшается; при этом тягу следует направлять от цели. Если $\dot{x} > 0$, то перехватчик движется вниз и угол β увеличивается; в этом случае тягу надо направлять к цели.

5) Одновременно устраняется угол между орбитальными плоскостями перехватчика и цели. На дневной части орбиты направление потребной коррекции может определяться по положению цели относительно следа орбиты перехватчика на поверхности Земли. На ночной части орбиты для этого можно использовать видимое движение цели на звездном фоне, когда связанные оси x и y перехватчика лежат в плоскости его орбиты.

При применении этого метода не требуются бортовая ЦВМ и сложное навигационное оборудование. Моделирование регулирования относительного положения по углу β с участием человека показало, что пилоты успешно справляются со своей задачей.

При наличии на борту перехватчика вычислительного устройства относительное положение аппаратов можно регулировать, сравнивая угловую скорость линии визирования относительно инерциальной системы координат с угловой скоростью, потребной для траекторий типа 2, которая определяется по формуле

$$\omega_{д,в} = \omega_{ц} \frac{\cos \omega_{ц} t - 1}{\cos \omega_{ц} t + 1}. \quad (3.317)$$

После того как перехватчик оказался в стационарной точке относительно цели (на траектории 1) может понадобиться, чтобы он приблизился к цели на заданное расстояние. Два импульса тяги вдоль орбитальной оси x — один от цели в начале маневра, а другой к цели в конце маневра — обеспечивают перемещение перехватчика с минимальным расходом топлива по траектории, показанной на рис. 3.46, а. Недостатком такого перемещения является то, что оно совершается за время полного оборота цели по орбите. Другой способ перемещения заключается в том, что тяга прикладывается в направлении цели. При этом перехватчик начинает двигаться к цели, но относительное гравитационное ускорение сразу же отклоняет траекторию от линии равных высот; для компенсации этого явления необходимо периодически прикладывать тягу вдоль оси y . Окончательная траектория относительного движения в орбитальных осях координат показана на рис. 3.46, б. В последнем случае на маневр расходуется больше топлива, но так как относительные гравитационные ускорения невелики на типичных расстояниях до цели, то расход топлива будет немного отличаться от оптимального.

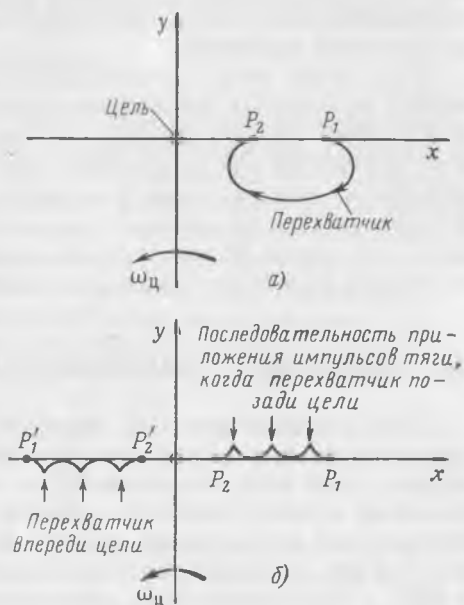


Рис. 3.46. Относительные траектории перехватчика при регулировании его положения относительно цели в совместном полете:

а—импульс в начале маневра направлен от цели; б—импульс в начале маневра направлен к цели

В реальных условиях, по-видимому, достаточно будет регулировать относительное положение таким образом, чтобы перехватчик находился между двумя концентрическими сферами с центром в точке цели [14]. Радиусы этих сфер равны соответственно максимальной и минимальной дальностям до цели. В этом случае система управления строится на определении относительной дальности и скорости сближения и работает в релейном режиме, включая и выключая двигатели перехватчика при приближении некоторой заданной функции параметров движения к пороговым значениям. Если алгоритм управления будет строиться на непосредственном измерении скорости сближения, то большие относительные ошибки измерения малых скоростей приве-

дут к чрезмерному расходу топлива, в особенности при длительном групповом полете (так как степень расхода топлива примерно пропорциональна квадрату порогового значения скорости сближения при работе в предельном цикле). С другой стороны, информацию о скорости можно получать косвенным путем, измеряя изменение дальности до цели. Тогда, строя линии переключений по дальности, можно обеспечить приложение корректирующей тяги так, чтобы скорость сближения уменьшалась по абсолютной величине.

Поскольку тяга прикладывается вдоль вектора дальности, может возникнуть интенсивное вращение линии визирования, а это в свою очередь приведет к появлению больших центростремительных ускорений $D\omega_{д.р.}^2$. Поэтому необходимо одновременно предусмотреть компенсацию угловой скорости линии визирования. Устойчивость и экономичность такого регулирования относительного положения будут зависеть от критериев переключения и от величины корректирующих импульсов.

10. СБЛИЖЕНИЕ С МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ЦЕЛЮ

Учет маневра цели на этапе сближения представляет собой самостоятельную и довольно сложную задачу. Прежде всего эта задача относится, по-видимому, к области теории игр и для ее решения нужно применять методы, резко отличающиеся от используемых в настоящей главе. В то же время, рассматривая простейшие детерминированные маневры, можно получить некоторые общие результаты, которые позволят вводить какие-то предварительные поправки на маневрирование цели.

На основании самых общих предпосылок этапы сближения с активной целью можно разбить на два больших класса:

- 1) сближение с сотрудничающей целью [48, 58];
- 2) сближение с противодействующей целью [19, 71].

Сближение с сотрудничающей целью может иметь место в тех случаях, когда, например, при операции сборки на орбите требуется распределить количество топлива, необходимого для выполнения встречи, между обоими встречающимися аппаратами. Если сотрудничающая цель возьмет на себя какую-то часть общих энергетических расходов по встрече, то перехватчику потребуется меньше топлива, чем при встрече с пассивной целью. Может также оказаться необходимым существенно сократить продолжительность сближения, и тогда встречный маневр сотрудничающей цели позволит закончить сближение за меньшее время.

Сближение с противодействующей целью может характеризоваться как преднамеренным, так и непреднамеренным маневрированием с ее стороны. При приближении спутника-инспектора противодействующая цель может уклониться от инспектиро-

вания, совершив преднамеренный маневр. С другой стороны, спасательный космический корабль, пытаясь встретиться с поврежденным кораблем, может натолкнуться на непреднамеренный маневр с его стороны, обусловленный неуправляемой работой двигательной установки. Маневры противодействующих целей затрудняют задачу сближения для перехватчика и при большой тяговооруженности цели сближение может не состояться.

СБЛИЖЕНИЕ С СОТРУДНИЧАЮЩЕЙ ЦЕЛЮ

Поскольку сближение с сотрудничающей целью можно предварительно планировать, целесообразно определить оптимальные методы сближения для цели и перехватчика, обеспечивающие минимальный расход топлива или минимальное время сближения. Задача оптимизации в этом случае решается достаточно просто использованием принципа максимума. Оптимальное по продолжительности одномерное сближение двух маневрирующих аппаратов должно происходить следующим образом. Сначала оба аппарата разгоняются навстречу друг другу до выполнения условия $k_{п.ц} = 1$, где

$$k_{п.ц} = \frac{V^2}{2aD}$$

и a — сумма управляющих ускорений.

Затем одновременно начинается торможение аппаратов, которое продолжается до выполнения условий сближения. Таким образом, для выполнения оптимального сближения ускорения от тяги двигателя перехватчика и цели должны быть все время направлены противоположно друг другу. Это правило очевидным образом распространяется на двумерное и пространственное сближение и в общем случае может быть сформулировано следующим образом: для выполнения оптимального сближения двух маневрирующих аппаратов управляющие ускорения должны быть направлены параллельно и противоположно друг другу; двигатели аппаратов включаются и выключаются одновременно; оптимальные углы ориентации ускорений относительно линии визирования и моменты переключения двигателей определяются на основании относительной скорости, относительной дальности, угла η (между вектором относительной скорости и линией визирования) и суммы модулей ускорений.

СБЛИЖЕНИЕ С ПРОТИВОДЕЙСТВУЮЩЕЙ ЦЕЛЮ

Исследование сближения с противодействующей целью гораздо труднее, поскольку, стремясь уклониться от сближения, цель может применять самую различную тактику, что должно вызвать соответствующее маневрирование со стороны перехват-

чика. Возможность внезапного маневра цели при сближении необходимо учитывать, в частности, при проектировании аппаратов, предназначенных для спасательных операций. В работе [71] рассмотрены возможности сближения с маневрирующей противодействующей целью, когда перехватчик с продольным и поперечным двигателями, ориентированными в лучевой системе координат, сближается при помощи обычного метода наведения (уравнения линий переключения в виде постоянных значений k для продольного двигателя и постоянных значений $\omega_{Л.В}$ для поперечного двигателя). Исследованы четыре простейших маневра цели: 1) удаление от перехватчика вдоль линии визирования; 2) маневр навстречу перехватчику вдоль линии визирования; 3) маневр по нормали к линии визирования; 4) комбинация маневров 1 и 3. Было принято, что двигатель цели включается при достижении перехватчиком заданного минимального расстояния от цели и при некоторой минимальной угловой скорости линии визирования, а выключается при достижении заданной максимальной угловой скорости. Маневрирование начиналось при нулевых относительных скоростях. При численном анализе сближения не удалось выбрать наиболее эффективную тактику маневрирования цели, в частности, потому, что не были учтены критерии успешного выполнения операции обеими сторонами. Установлено, что в тех случаях, когда цель производит маневр при малых относительных дальностях, для устранения сближения необходимо, чтобы тяговооруженность цели была выше тяговооруженности перехватчика. Если же цель начинает маневр на больших относительных дальностях (>10 км), то это требование может быть необязательным.

11. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ РЕАЛИЗАЦИИ БЛИЖНЕГО НАВЕДЕНИЯ

До сих пор рассматривались главным образом методы наведения, т. е. определялись зависимости величины и направления управляющего ускорения от параметров относительного движения, обеспечивающие выполнение конечных условий сближения. Рассмотрим теперь, как можно реализовать различные методы наведения.

СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ

Для формирования управляющих ускорений необходимо располагать информацией о параметрах относительного движения. В некоторых случаях может также понадобиться информация о параметрах движения перехватчика в инерциальном пространстве (компоненты линейного ускорения, углы ориентации относительно инерциальных осей координат или относительно мест-

ной вертикали, компоненты угловой скорости) и элементах орбитального движения перехватчика или цели. Основными параметрами относительного движения являются компоненты векторов относительной дальности D и относительной скорости V . Величину относительной дальности D , а также скорости сближения \dot{D} целесообразно измерять радиолокационными средствами, обеспечивающими достаточную точность. В случае сотрудничающей цели на ней можно установить радиоответчик, что позволит значительно увеличить дальность измерений или уменьшить вес навигационной системы перехватчика.

Возможны разные способы установки на борту перехватчика радиолокационного координатора цели и ориентирования его оси чувствительности [9]. Так как углы отклонения линии визирования цели от продольной оси перехватчика или от направления, зафиксированного в инерциальном пространстве, могут быть довольно большими, то наиболее целесообразно применять координаторы, следящие за целью, т. е. ориентированные по линии визирования. Выбор способа установки координатора цели на борту перехватчика зависит от схемы формирования управляющих ускорений и ориентации перехватчика. Если продольный двигатель должен быть ориентирован по линии визирования, то ось чувствительности координатора следует направлять вдоль продольной оси перехватчика, при этом координатор должен быть жестко связан с корпусом перехватчика. Аналогичное сопровождение цели всем корпусом перехватчика можно применять для ориентации продольного двигателя под углом ε к линии визирования. Для этого ось координатора цели отклоняют в продольной плоскости перехватчика xu на требуемый угол ε от продольной оси x (от линии действия тяги двигателя) и совмещают плоскость перехватчика xu с плоскостью сближения. Во всех других случаях координатор цели необходимо устанавливать так, чтобы его ось имела две степени свободы относительно корпуса перехватчика и следила за целью при помощи обычного привода или силового следящего гиросtabilизатора.

Относительная дальность и скорость сближения измеряются дальномерным каналом координатора цели. Направление вектора дальности, т. е. линии визирования, определяется углами между осью чувствительности координатора и некоторыми опорными осями координат — связанными осями перехватчика или инерциальными осями, определяемыми гиросtabilизированной платформой.

Проекции угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в.у}$ и $\omega_{л.в.z}$ измеряются в осях, связанных с координатором цели, или непосредственно координатором, следящим за целью при помощи силового гиросtabilизатора, или датчиками угловых скоростей, установленными на координаторе, следящем за целью при помощи обычного привода. При сопровождении цели продольной осью перехватчика компоненты угловой скорости линии визиро-

вания в связанных с перехватчиком осях измеряются датчиками угловых скоростей, установленными на корпусе перехватчика. Компоненты угловой скорости линии визирования можно также вычислить по измерениям углов, определяющих ориентацию линии визирования относительно инерциальных осей координат.

Вектор относительной скорости определяется двумя проекциями: на линию визирования (скорость сближения \dot{D}) и на нормаль к ней в плоскости сближения (нормальная скорость \bar{V}_H), причем величина V_H вычисляется как произведение измеренной дальности на угловую скорость вращения линии визирования

$$V_H = D\omega_{л.н} = D \sqrt{\omega_{л.н y}^2 + \omega_{л.н z}^2}$$

а направление скорости \bar{V}_H определяется по измерениям двух проекций $\omega_{л.в y}$ и $\omega_{л.в z}$ вектора $\omega_{л.в}$ на плоскость, нормальную к линии визирования.

Для определения углов ориентации и компонент угловых скоростей линии визирования можно также применять оптический визир. Дальность оптических измерений значительно увеличивается, когда на цели можно установить ответные устройства (оптические устройства для отражения света, проблесковые огни и т. д.).

В работе [31] приведено сообщение о разработке импульсных лазерных координаторов цели с дальномерным каналом, которые легче, компактнее и точнее радиолокационных устройств.

Дополнительно можно применять инерциальную навигационную систему, состоящую из гиростабилизированной платформы с датчиками ускорений и позволяющую вычислять параметры относительного движения при потере цели из поля зрения радиолокационного или оптического координатора (например, при работе двигателя, направленного в ту же сторону, что и координатор, или при повороте корабля на углы, большие углового размера поля зрения координатора).

При проведении первых операций встречи на корабле «Джемини» при помощи радиолокационного координатора (с радиответчиком на борту цели) определялась относительная дальность и два угла ориентации линии визирования, а остальные параметры движения рассчитывались бортовой ЦВМ [72, 97].

Возможный состав измерительных устройств на борту перехватчика схематически показан на рис. 3. 47.

Более подробно ознакомиться с устройством и принципами применения навигационных систем для ближнего наведения можно в работах [14, 20, 29, 30, 44, 49, 69, 73, 74, 78, 81, 95, 100].

Особенности выработки сигналов наведения определяются схемой формирования управляющих ускорений. Если управляющие ускорения создаются вдоль трех связанных осей, то ориентация перехватчика фиксирована в некоторой опорной системе

координат и система наведения на основании навигационной информации вырабатывает сигналы на включение и выключение двигателей в соответствии с принятым алгоритмом переключения двигателей.

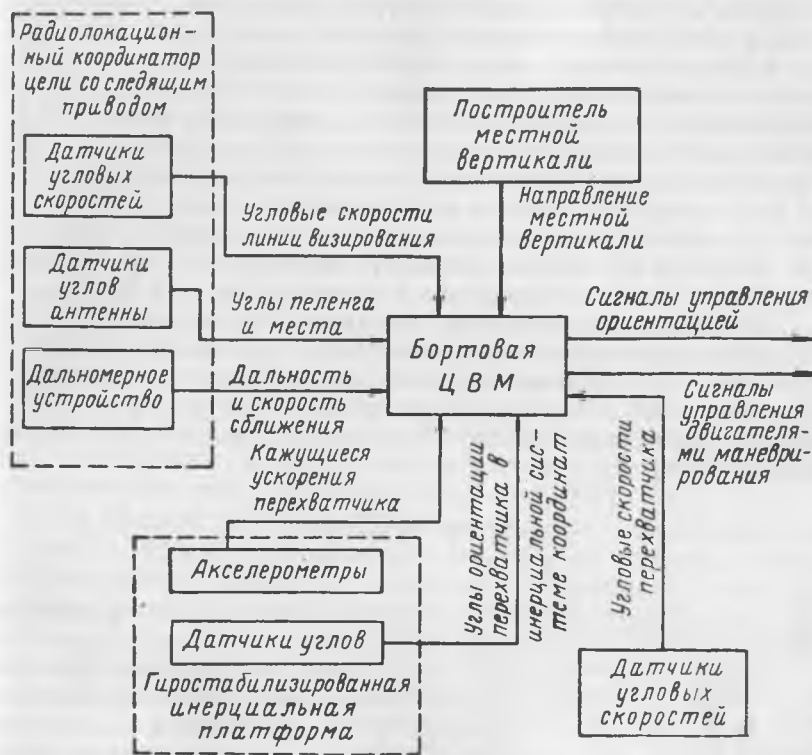


Рис. 3.47. Возможный состав измерительных устройств на борту перехватчика

В том случае, когда управляющие ускорения создаются вдоль продольной и одной из поперечных осей, система наведения, кроме команд на переключение двигателей, определяет команды на управление движением крена, которые затем обрабатываются системой управления ориентацией.

Система наведения перехватчика с продольными двигателями вычисляет командные углы ориентации (и в некоторых случаях угловые скорости) перехватчика в некоторой опорной системе координат, которые затем обрабатываются системой управления ориентацией, определяет моменты переключения двигателей и в случае необходимости задает степень дросселирования продольного двигателя. Алгоритм определения требуемых углов

ориентации зависит при этом от выбора опорной системы координат и способа ориентирования координатора цели.

Пусть координатор, имеющий две степени свободы относительно корпуса перехватчика, ориентируется вдоль линии визирования, при этом ориентация линии визирования определяется относительно инерциальной системы координат. Тогда относительно осей этой же опорной системы вычисляются командные углы ориентации связанных осей перехватчика (с учетом требуемой величины угла ориентации вектора тяги относительно линии визирования ϵ). Сигналами рассогласования для системы управления ориентацией служат разности между командными и измеряемыми углами ориентации связанной системы координат.

Если опорной системой координат является лучевая, то для выполнения сближения перехватчика с продольными двигателями требуется построение плоскости сближения, т. е. ориентирование вектора тяги продольного двигателя в этой плоскости.

Для построения плоскости сближения продольная ось перехватчика ориентируется сначала вдоль линии визирования, после чего связанная система координат отличается от лучевой только на угол γ_c , который и характеризует ориентацию плоскости сближения относительно плоскости xy , нормальной к оси z (плоскости тангажа):

$$\gamma_c = \arctg \frac{\omega_{л.в. y}}{\omega_{л.в. z}},$$

где $\omega_{л.в. y}$, $\omega_{л.в. z}$ — проекции угловой скорости линии визирования на соответствующие связанные оси.

Для совмещения плоскости тангажа с плоскостью сближения производится поворот перехватчика вокруг продольной оси на угол γ_c до тех пор, пока измеряемая проекция $\omega_{л.в. y}$ не будет равной нулю. Тогда другая проекция $\omega_{л.в. z}$ будет равна полной угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в.}$, так как координатор по условию направлен параллельно продольной оси перехватчика.

Поскольку для сближения используются только продольные двигатели, перехватчик необходимо разворачивать, чтобы сообщать его центру масс ускорение в нужном направлении.

Если направление оси чувствительности координатора цели, следящего за линией визирования, не связано с корпусом перехватчика, то разворот перехватчика в плоскости сближения выполняется по командам, посылаемым системой наведения в систему управления ориентацией. Если же ось координатора цели ориентируется в плоскости тангажа по командам системы наведения под углом ϵ к продольной оси перехватчика, то система управления ориентацией, устраняя угол рассогласования между линией визирования и осью координатора, ориентирует продольный двигатель перехватчика под углом ϵ к линии визирования.

Система управления ориентацией получает командные значения углов ориентации или угловых скоростей перехватчика от системы наведения и создает относительно трех осей связанной системы координат управляющие моменты, обеспечивающие требуемую ориентацию. Управляющие моменты целесообразно создавать при помощи реактивных двигателей системы ориентации, так как другие устройства едва ли смогут обеспечить угловые ускорения, необходимые для сближения (хотя в принципе не исключено применение инерционных маховиков на пассивных участках полета). Двигатели системы управления ориентацией обычно имеют постоянную тягу и работают в релейном режиме. Вопросы синтеза и анализа систем управления ориентацией космических аппаратов составляют самостоятельную область исследования, которой посвящены многие работы (см. [1, 2, 88, 92]).

Специфика системы управления ориентацией, применяющейся для сближения перехватчика, продольная ось которого ориентируется по линии визирования, заключается в необходимости сравнительно точного углового сопровождения цели при переменной угловой скорости линии визирования. Дополнительные требования налагает на систему наличие возмущающих моментов, вызываемых эксцентриситетом тяги двигателей, создающих управляющие силы (линейные ускорения) [88].

При наличии бортовой ЦВМ сигналы на переключение двигателей σ_i можно формировать оптимальным способом, используя нелинейные линии переключения в фазовых плоскостях $\Delta\alpha$ — $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ — $\Delta\beta$, $\Delta\gamma$ — $\Delta\gamma$. В этом случае целесообразно использовать вращательный параметр торможения k . Теперь роль относительной дальности будет играть требуемое приращение угла, роль относительной скорости — требуемое приращение угловой скорости, а вместо линейного ускорения войдет располагаемое угловое ускорение, создаваемое двигателями управления ориентацией. Например, вращательный параметр торможения для управления по углу α будет определяться формулой

$$k_\alpha = \frac{\Delta\dot{\alpha} |\Delta\alpha|}{2 \left| \frac{M_{y\alpha}}{I_y} \right| \Delta\alpha},$$

где I_y — момент инерции, а $M_{y\alpha}$ — управляющий момент для соответствующего канала.

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

В зависимости от сложности задачи полета космонавт может принимать различное участие в управлении космическим аппаратом. По ручному управлению на этапе сближения имеется

довольно большое количество работ [21, 23, 51, 52, 64, 69, 76, 83, 92, 99].

Ввиду трудности аналитического описания характеристик человека-оператора почти все исследования в этом направлении связаны с физическим моделированием процесса сближения. Стандартный стенд для моделирования сближения с участием космонавта обычно состоит из макета кабины перехватчика с органами управления двигательной установкой и ориентацией, индикаторов параметров относительного движения и вычислительного устройства (цифрового, аналогового или комбинированного), которое решает уравнения движения.

Состав индикаторов на борту перехватчика может быть разным и может включать индикаторы дальности, скорости сближения, угловой скорости линии визирования (или нормальной скорости), углов ориентации перехватчика т. д. Для индикации сложных параметров (типа параметра торможения) индикаторы могут быть комбинированными [21].

При максимальной рабочей нагрузке космонавт должен при помощи навигационных устройств определять параметры относительного движения, производить оценку их, принимать решения об изменении траектории относительного движения и реализовать эти решения при помощи органов управления (ручек, кнопок, тумблеров и т. д.).

При другом построении системы управления полетом пилот осуществляет только навигационные измерения, например, при помощи оптического визира. Визуальные возможности космонавтов исследованы во многих работах [28, 38, 46, 51, 79, 96]. При наличии бортового радиолокатора, производящего точные измерения параметров относительного движения, пилот может участвовать в работе системы наведения, когда на основании поступающей информации он должен определять и реализовывать команды управления [27].

Рассмотрим один из способов ручного управления сближением в аварийном режиме (при отказе бортовой ЦВМ) [23]. Пусть на борту перехватчика имеется оптическое устройство для измерения углов, образуемых линией визирования цели с некоторым фиксированным направлением в пространстве, и часы для измерения малых интервалов времени. Для реализации последовательного метода наведения необходимо сначала развернуть двигатель перехватчика по нормали к линии визирования и устранить прогнозируемый пролет. Сначала при пассивном полете измеряется угол σ_0 , на который повернется линия визирования за время t_0 , и угол σ_1 через промежуток времени t_1 . Затем включается двигатель, который работает до того момента, пока не прекратится видимое движение цели (угловая скорость линии визирования будет равна нулю). Продолжительность работы двигателя τ также измеряется. Далее по известному ускорению от тяги двигателя a и измеренным значениям углов и интервалов

времени вычисляются два значения дальности D , а затем скорость сближения \dot{D} :

$$D_0 = \frac{a\alpha t_0}{\sigma_0},$$

$$D_1 = \frac{a\alpha t_1}{\sigma_1},$$

$$\dot{D} = \frac{D_1 - D_0}{t_0 - t_1}.$$

После этого двигатель разворачивается в сторону цели (вдоль линии визирования) и участок торможения начинается в момент выполнения условия

$$D_0 - \dot{D}t \leq \frac{\dot{D}^2}{2a}.$$

Моделирование показало, что для достижения конечных условий $D_k = 3,2$ км и $\dot{D} = -15$ м/сек углы следует измерять с точностью 1—3 мрад, а интервалы измерений должны составлять 10—30 сек.

Более подробно вопросы ручного управления рассмотрены в гл. IV.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Система автоматического управления полетом советских космических аппаратов «Космос-186» и «Космос-188», «Космос-212» и «Космос-213» и пилотируемых кораблей «Союз» предназначена для гашения начальных угловых скоростей аппарата после отделения от ракеты-носителя, взаимного радиопоиска и радиозахвата после выведения аппарата в зону встречи, управления движением центра масс и управления ориентацией аппарата на этапах сближения и причаливания.

В состав системы управления полетом активного аппарата (перехватчика) входили (рис. 3.48):

1. Чувствительные элементы:

— радиотехнические датчики ориентации, вырабатывающие сигналы, зависящие от углов взаимного разворота двух аппаратов по осям тангажа и рысканья; сферическое поле обзора этих датчиков обеспечивает надежное взаимное обнаружение аппаратов. Сигналы датчиков используются для осуществления такой взаимной ориентации аппаратов по осям тангажа и рысканья, чтобы стыковочные узлы аппаратов были направлены навстречу друг другу;

— радиотехнический датчик крена, вырабатывающий сигнал, зависящий от угла взаимного разворота двух аппаратов по крену; датчик используется только на этапе причаливания;

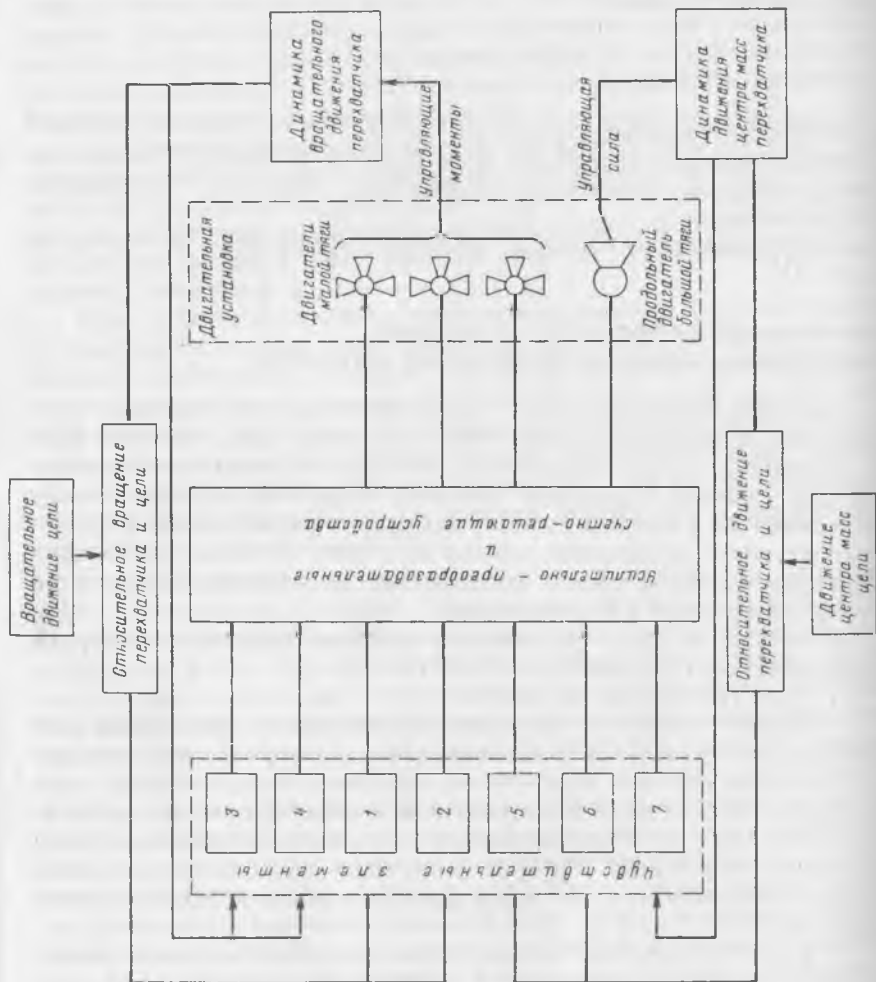


Рис. 3. 48. Блок-схема системы управления полетом советских спутников «Космос-186» и «Космос-212»:

1—датчики взаимных углов тангажа и рысканья; 2—датчик взаимного угла крена; 3—датчики угловых скоростей; 4—свободные гироскопы; 5—радиоаппаратура для измерения дальности D и скорости солжжения; 6—радиоаппаратура для измерения угловых скоростей линии визирования; 7—интегратор линейных ускорений.

— датчики угловых скоростей, измеряющие проекции абсолютной угловой скорости аппарата на связанные с ним оси для введения демпфирующих сигналов в систему управления ориентацией;

— свободные гироскопы, вырабатывающие сигналы, необходимые для стабилизации аппарата в процессе работы сближающе-корректирующей двигательной установки;

— радиотехническая навигационная аппаратура, обеспечивающая измерение относительной дальности и скорости сближения;

— радиотехническая навигационная аппаратура для определения проекций угловой скорости линии визирования и двух углов между линией визирования и связанными осями перехватчика; антенна этой аппаратуры ориентируется вдоль линии визирования и может поворачиваться вокруг связанной оси z на 180° ;

— интегратор линейных ускорений для формирования команды на выключение двигателя, когда приращение скорости достигает заданного значения.

2. Усилительно-преобразовательные и счетно-решающие устройства для обработки информации, поступающей от чувствительных элементов, и для формирования управляющих сигналов, поступающих на исполнительные органы.

3. Исполнительные органы:

— реактивные двигатели малой тяги, используемые для управления ориентацией, стабилизации аппарата при работе сближающе-корректирующего двигателя, а также для создания управляющих линейных ускорений на этапе причаливания;

— реактивный двигатель со сравнительно большой тягой, направленной вдоль продольной оси аппарата (сближающе-корректирующий); двигатель рассчитан на многократное включение и используется для коррекции орбиты аппарата, маневрирования на этапе сближения и спуска с орбиты.

Состав системы управления полетом пассивного аппарата (цели) отличается от приведенного состава в основном отсутствием радиотехнической навигационной аппаратуры 5 и 6.

Процесс автоматического сближения с сотрудничающей целью осуществляется следующим образом.

После завершения этапа взаимного обнаружения и радиозахвата аппаратов их продольные оси ориентированы по линии визирования. Затем в течение всего времени сближения продольная ось цели продолжает ориентироваться вдоль линии визирования при помощи каналов тангажа и рысканья системы управления ориентацией (с точностью до ошибок, определяемых амплитудой автоколебаний, и статической ошибки слежения за линией визирования, вращающейся в пространстве с небольшой угловой скоростью). При этом в канале крена цели осуществляется только гашение угловой скорости крена.

Для сближения был использован метод ближнего наведения, который является наиболее простым с точки зрения приборной реализации. Метод заключается в том, чтобы поддерживать в узких пределах угловую скорость линии визирования и управлять скоростью сближения по определенному закону в зависимости от относительной дальности. Для реализации метода используется информация об относительной дальности D , скорости сближения \dot{D} и проекциях угловой скорости линии визирования ω_{yc} и ω_{zc} . Так как на этапе сближения используется один про-

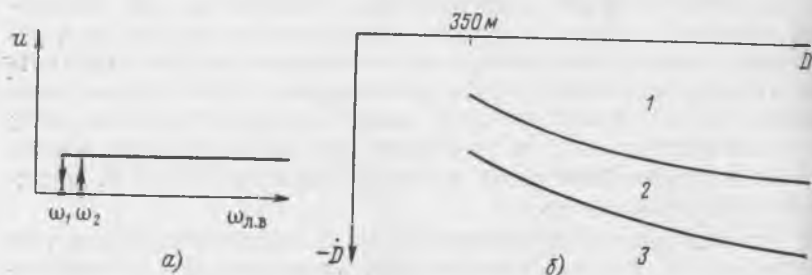


Рис. 3.49. Законы управления сближением советских спутников «Космос-186» и «Космос-212»:

а—закон управления угловой скоростью линии визирования; б—закон управления скоростью сближения.
1—зона разгона; 2—нейтральная зона; 3—зона торможения

дольный двигатель с большой тягой, то для выполнения сближения производятся построение плоскости сближения и развороты перехватчика в этой плоскости вокруг связанной оси z на углы тангажа от 0 до 180° . При этом нулевому значению угла тангажа соответствует ориентация вектора тяги продольного двигателя по линии визирования в сторону цели.

Закон управления угловой скоростью линии визирования показан на рис. 3.49,а, где изображены границы включения и выключения продольного двигателя в зависимости от угловой скорости линии визирования. Эти границы зависят от относительной дальности D и выбираются из условий наименьшего числа включений двигателя и минимального расхода рабочего тела. (Заметим, что с уменьшением диапазона допустимой величины угловой скорости линии визирования возрастает число включений двигателя).

Пусть угловая скорость линии визирования превосходит по величине граничное значение ω_2 . В этом случае разворот перехватчика вокруг оси тангажа в плоскости сближения на 90° осуществляется так, чтобы вектор тяги двигательной установки был направлен в сторону, противоположную нормальной скорости V_n . Включение двигателя производится после появления сигнала об окончании разворота перехватчика. Выключение двигателя

осуществляется по достижении угловой скорости линии визирования, равной ω_1 .

Для управления скоростью сближения в зависимости от величины относительной дальности в счетно-решающем устройстве перехватчика заложен специальный закон сближения, который на фазовой плоскости $D-\dot{D}$ (рис. 3.49, б) представлен в виде двух линий переключения продольного двигателя. Верхняя парабола ограничивает зону разгона перехватчика, а нижняя — зону торможения. Между этими параболой находится нейтральная зона, в которой перехватчик движется без воздействия управляющих сил. Параболы переключения выбирают такими, чтобы обеспечить наименьшее число включений двигателя и минимальный расход рабочего тела.

Если состояние движения перехватчика характеризуется на фазовой плоскости точкой, расположенной в зоне 3, то происходит торможение перехватчика. Для этого система управления ориентацией разворачивает перехватчик вокруг оси тангажа в плоскости сближения на 180° относительно первоначального направления продольной оси, после чего включается двигатель. Торможение происходит до тех пор, пока точка, изображающая состояние движения перехватчика, не переместится на фазовой плоскости в зону 2. Далее полет продолжается без воздействия управляющих сил. При попадании фазовой траектории перехватчика в зону 1 система управления полетом производит необходимый разворот перехватчика и включает двигатель для разгона.

Сближение заканчивается, когда относительная дальность и скорость сближения достигают соответственно величин $D \approx 350$ м и $\dot{D} \approx 2$ м/сек.

Как видно, на этапе сближения система управления ориентацией перехватчика осуществляет построение плоскости сближения и развороты перехватчика вокруг центра масс для ориентации вектора тяги двигательной установки в нужном направлении. При этом во всех случаях работы сближающе-корректирующего двигателя осуществляется стабилизация заданной ориентации перехватчика по сигналам рассогласования от свободных гироскопов и двигателей малой тяги, являющихся исполнительными органами.

В системе управления ориентацией для включения двигателей малой тяги используется управляющий сигнал, имеющий разную структуру в зависимости от этапа полета, канала управления ориентацией и режима его работы. На рис. 3.50 приведена расчетная структурная схема одного из каналов системы управления ориентацией для режимов взаимного поиска, слежения цели за линией визирования и стабилизации на этапе причаливания, когда управляющий сигнал

$$\sigma = u_1 + u_2,$$

где u_1 — сигнал, пропорциональный углу рассогласования;
 u_2 — сигнал, пропорциональный соответствующей проекции
 угловой скорости аппарата.

Включение и выключение двигателей управления ориентацией производится трехпозиционным реле, причем величина σ_0 выбирается из условий точности управления ориентацией. Линии переключений на фазовой плоскости имеют вид, показанный на рис. 2. 36.

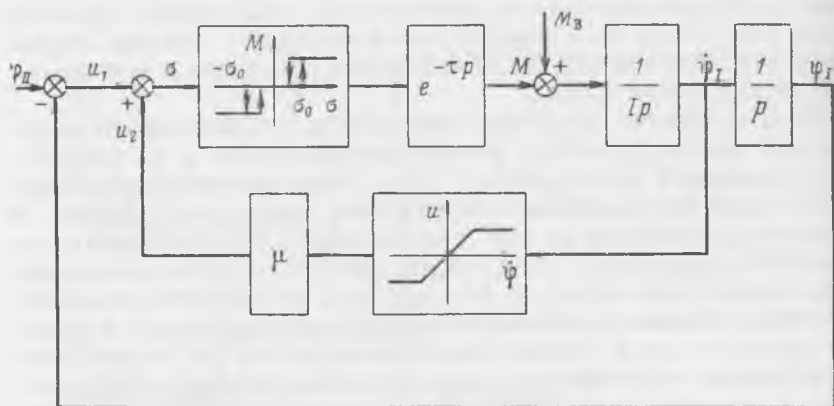


Рис. 3. 50. Расчетная структурная схема одного из каналов системы управления ориентацией советских спутников «Космос-186» и «Космос-212»:

(Здесь φ_I и φ_{II} — углы, определяющие ориентацию первого и второго спутника соответственно; M и M_3 — управляющий и возмущающий моменты соответственно; μ — коэффициент усиления; τ — время задерживания включения и выключения двигателя)

Законы управления ориентацией перехватчика на этапе сближения гораздо сложнее закона, рассмотренного выше, так как на этом этапе система управления ориентацией осуществляет построение плоскости сближения и разворот перехватчика вокруг оси тангажа на углы 90° и 180° [10]. Коэффициенты в соответствующем законе управления выбираются из условий точности и минимального расхода рабочего тела. Для формирования управляющего сигнала в канале крена используется проекция угловой скорости линии визирования ω_{yc} .

Литература

1. Аппазов Р. Ф., Легостаев В. П., Раушенбах Б. В., Использование одноосной системы ориентации для искусственных спутников Земли, сборник «Автоматическое управление космическими летательными аппаратами», изд-во «Наука», 1968, стр. 117—125.
2. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г., Управление космическим летательным аппаратом, изд-во «Машиностроение», 1964.
3. Беллман Р., Динамическое программирование, ИЛ, 1959.

4. Богуславский И. А., О несмещенной фильтрации одного класса случайных процессов, «Автоматика и телемеханика», 1961, т. 22, № 3.
5. Богуславский И. А., Об уравнениях стохастического управления. «Автоматика и телемеханика», 1966, т. 27, № 11, стр. 9—18.
6. Бэттин Р., Наведение в космосе, перев. с англ., изд-во «Машиностроение», 1966.
7. Исаев В. К., Принцип максимума Л. С. Понтрягина и оптимальное программирование тяги ракет, «Автоматика и телемеханика», 1961, т. 22, № 8, стр. 986—1001.
8. Исаев В. К., Дополнение к работе «Принцип максимума Л. С. Понтрягина и оптимальное программирование тяги ракет», «Автоматика и телемеханика», 1962, т. 23, № 1, стр. 127.
9. Лебедев А. А., Карабанов В. А., Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами, изд-во «Машиностроение», 1965.
10. Легостаев В. П., Раушенбах Б. В., Автоматическая сборка в космосе, «Космические исследования», 1969, т. 7, вып. 6.
11. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф., Математическая теория оптимальных процессов, Физматгиз, 1961.
12. Соколов В. Б., Исследование некоторых задач сближения и мягкой посадки методом обобщенных параметров, «Космические исследования», 1967, т. 5, вып. 1, стр. 45—57.
13. Соколов В. Б., Метод обобщенных параметров в механике космического полета, «Труды вторых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского», Калуга, 1968.
14. Управление космическими летательными аппаратами, под ред. К. Леондеса, перев. с англ., изд-во «Машиностроение», 1967.
15. Фельдбаум А. А., Основы теории оптимальных автоматических систем, Физматгиз, 1963.
16. Чарный В. И., Об изохронных производных, сб. «Искусственные спутники Земли», изд-во АН СССР, 1963, стр. 226.
17. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, part 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963.
18. Armstrong E. S., Suddath J. H., Application of Pontryagin's maximum principle to the lunar orbit rendezvous problem, AIAA (Preprint), 1963, No 361, 15 p.
19. Billik B. H., Some optimal low-acceleration rendezvous maneuvers, AIAA Journal, 1964, vol. 2, No 3, p. 510—516.
20. Blitzer F., Bonelle G., Kriegsmann B., Orbital rendezvous control, ISA Journal, 1962, vol. 9, No 8, p. 33—38.
21. Born D. C., Control criteria for manual orbital rendezvous, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, part 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 174—198.
22. Brissenden R. F., Burton B. B., Foudriat E. C., Whitten J. B., Analog simulation of a pilot-controlled rendezvous. NASA TN D-747, April 1961.
23. Brissenden R. F., Lineberry E. C., Jr., Visual control of rendezvous. „Aerospace Engineering”, 1962, vol. 21, No 6, p. 64—65, 74—78.
24. Bryson A. E., Jr., Linear feedback solutions for minimum effort interception, rendezvous and soft landing, AIAA Journal, 1965, vol. 3, No 8, p. 1542—1544.
25. Burton J. R., Rendezvous with the Gemini spacecraft, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, part 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 173—176.
26. Burton J. R., Hayes W. E., Gemini rendezvous, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 1, p. 145—147.

27. Chamberlin J. A., Rose J. T. Gemini rendezvous program, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1964, vol. 1, No 1, p. 13—18.
28. Clark H. J., Space rendezvous using visual cues only, „Human Factors”, 1965, vol. 7, No 1, p. 63—70.
29. Clohessy W. H., Wiltshire R. S., Terminal guidance system for satellite rendezvous, „Journal of the Aerospace Sciences”, 1960, vol. 27, No 9, p. 653—658, 674.
30. Denton C. I., Sando R. M., Monheit A. T., Space rendezvous guidance and docking techniques, „Westinghouse Engineer”, 1962, vol. 22, No 4—5, p. 98—102.
31. Dixon T. P., Wyman C. L., Coombes H. D., A laser guidance system for rendezvous and docking, „Navigation” (USA), 1966, vol. 13, No 3, p. 231—245.
32. Eggleston J. M., Optimum time to rendezvous, „ARS Journal”, 1960, vol. 30, No 11, p. 1089—1091.
33. Farless D. L., Caggiano G., Techniques for rendezvous and docking, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, part 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 94—114.
34. Felleman P. G., Sears N. E., Jr., A guidance technique for achieving rendezvous, „Aerospace Engineering”, 1960, vol. 19, No 5, p. 76—77.
35. Flight performance handbook for orbital operations, Ed. by R. W. Wolverton, John Wiley and Sons, Inc., New York—London, 1963.
36. Goldstein A. A., Greene A. H., Johnson A. T., Seidman T. I., Fuel optimisation in orbital rendezvous, AIAA Guidance and Control Conf., Aug. 12—14, 1963, Paper No 63—354.
37. Green W. G., Logarithmic navigation for precise guidance of space vehicles, „1961 IRE Internat. Convention Record”, pt. 5, New York, 1961, p. 171—183. IRE Transactions ANE-8, No 2, 1961.
38. Grether W. F., Visual search in space environment, „Human Factors”, 1963, vol. 5, No 3, p. 203—209.
39. Grubin C., On guidance dynamics for the terminal phase of rendezvous, AIAA Guidance and Control Conf., Aug. 12—14, 1963, Paper No 63—364 (Progress in Astronautics and Aeronautics, 1963, vol. 13, p. 887—907).
40. Harrison E., Rendezvous energy required for collision and pursuit course guidance, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Western Periodicals, 1963, p. 77—93.
41. Hedvig E. I., Palmer R. R., Davis R. P., Lunar rendezvous guidance for a fixed thrust vehicle, AIAA/NASA Third Manned Space Flight Meeting, Nov. 1964, p. 57—58.
42. Heilfron J., Kaufman F. H., Rendezvous and docking techniques, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 10, „Technology of Lunar Exploration”, New York—London, 1963, p. 237—264.
43. Hengeveld D. H., Shulman Y., Terminal satellite rendezvous by continuous thrust and impulse combination, „ARS Journal”, 1962, XI, vol. 32, No 11, p. 1733—1735.
44. Hollandsworth W. J., Wann D. F., A simulation-calibration system for space flight landing and rendezvous control systems, Proceedings of the National Electronics Conference, vol. XVIII, oct. 8—10, 1962, p. 585—590.
45. Houbolt J. C., Problems and potentialities of space rendezvous, „Astronautica Acta”, 1961, vol. 7, No 5—6, p. 406—429.
46. Hymann A., Utilizing the visual environment in space, „Human Factors”, 1963, vol. 5, No 3, p. 175—186.
47. Irish L. A., A basic control equation for rendezvous terminal guidance, „IRE Transactions of Aerospace and Navigation Electronics”, 1961, vol. ANE-8, No 3, p. 106—113.

48. Kahne S. J., Optimal cooperative state rendezvous and Pontryagin's maximum principle, „International Journal of Control”, 1965, vol. 2, No 5, p. 425—431.
49. Kamen S. K., Tenenbaum M. S., Design of a satellite-based radar seeker, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 577—584.
50. Kidd A. T., Soule P. W., Terminal maneuvers for satellite ascent rendezvous, „ARS Journal”, 1962, vol. 32, No 1, p. 42—60.
51. Kurbjun M. C., Brissenden R. F., Foudriat E. C., Burton B. B., Pilot control of rendezvous. „Aerospace Engineering”, 1961, vol. 20, No 3, p. 20, 84—91.
52. Levin E., Ward J., Manned control of orbital rendezvous, „Aerospace engineering”, 1960, vol. 19, No 5, p. 78—79.
53. Lieberman S. I., Rendezvous acceptability regions based on energy considerations, „ARS Journal”, 1962, vol. 32, No 2, p. 287—290.
54. Lineberry E. C., Jr., Foudriat E. C., Study of an automatic system for control of the terminal phase of satellite rendezvous, NASA Technical Report, R-128, 1962, 17 p.
55. London H. S., Second approximation to the solution of the rendezvous equation, „AIAA Journal”, 1963, vol. 1, No 7, p. 1691—1693.
56. Lukes D., Application of Pontryagin's maximum principle in determining the optimum control of a variable-mass vehicle, Progress in Astronautics and Rocketry, vol. 8, „Guidance and Control”, New York—London, Academic Press, 1962, p. 21.
57. McElhroe B. A., Minimum-fuel steering rendezvous homing using proportional navigation, „ARS Journal”, 1962, X, vol. 32, No 10, p. 1614—1615.
58. Meschler P. A., Time-optimal rendezvous strategies, „IEEE Transactions in Automatic Control”, Oct. 1963, vol. AC-8, p. 279.
59. Miller W. Y., Pergament H. S., Radar interference effects in the LEM descent engine exhaust plume, Aerochem. Research Labs., Inc., Princeton, N. Y., Final Report. July 1965, Rep. No Aerochem-TR-118.
60. Moen G. C., Williams J. R., Simplified guidance technique for station keeping, „AIAA/JACC Guidance and Control Conference, Seattle, Wash., Aug. 15—17, 1966, AIAA, New York, 1966, p. 313—320.
61. Nason M. L., Terminal guidance technique for satellite interception utilizing a constant thrust rocket motor, „ARS Journal”, 1960, IX, vol. 30, No 9, p. 902—904.
62. Nason M. L., A terminal guidance law which achieves collision based on coriolis-balance techniques, „Advances in the Astronautical Sciences”, vol. 8, New York, 1963, p. 439—461.
63. Niemi N. J., An investigation of a terminal guidance system for a satellite rendezvous, „AIAA Journal”, 1963, 11, vol. 1, No 2, p. 405—411.
64. Novak D. P., Visual rendezvous along a fixed line by nulling the apparent drift of the star background, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 199—215.
65. O'Brien R. M., Sievers R. F., Rendezvous guidance with limited engine throttling, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 10, p. 1450—1455.
66. Paiewonsky B., Optimal control: a review of theory and practice, „AIAA Journal”, 1965, vol. 3, No 11, p. 1985—2006.
67. Paiewonsky B., Woodrow P. J., Three-dimensional time-optimal rendezvous, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. No. 11, p. 1577—1584.
68. Passera A. L., Conditional switching terminal guidance (A terminal guidance technique for satellite rendezvous), „IRE Transactions on Aeronautical and Navigational Electronics”, 1960, vol. ANE-7, No 4, p. 110—118.
69. Pennington J. E., Brissenden R. F., Visual capability in rendezvous, „Astronautics and Aerospace Engineering”, 1963, vol. 1, No 1, p. 96—99.

70. Potter J. E., Stern R. G., Statistical filtering of space navigation measurement, AIAA Guidance and Control Conference, Aug. 12—14, 1963, Cambridge, Mass., Paper No 63—333.

71. Pugh F. L., Terminal evasion of rendezvous, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 11, p. 1592—1597.

72. Quigley W. W., Gemini Rendezvous Radar, „Microwave Journal”, 1965, vol. 8, p. 39—42, 44, 45.

73. Radford K. J., Studies of orbital rendezvous, „Canadian Aeronautical and Space Journal”, 1962, vol. 8, No 5, p. 105—111.

74. Reuter H. A., Radar system for unmanned cooperative rendezvous in space, „IRE International Convention Record”, 1962, vol. 10, No 5, p. 95—104.

75. Roberson R. E., Analytical considerations of space rendezvous, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 10, „Technology of Lunar Exploration”, New York—London, Academic Press, 1963, p. 211—236.

76. Roberts J. B., Farber E. I., Larson C. A., Simulation of manned rendezvous under adverse dynamic conditions, Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 525—544.

77. Rosenberg P. M., An optimum problem in dynamics, „Proceedings of the 4th U. S. National Congress of Applied Mechanics”, 1962, vol. 1.

78. Rosenbloom A., Orbital rendezvous system, „Journal of the Institute of Navigation”, 1962—1963, vol. 9, No 4, p. 280—287.

79. Schmidt I., Seeing a satellite from a satellite, „Astronautics and Aeronautics”, 1964, vol. 2, No 5, p. 31—38.

80. Schneider A. M., Capen E. B., King C. M., Wallner E. P., Navigation for rendezvous in space, „Navigation”, 1961, vol. 8, No 3, p. 221—248.

81. Schulz R. W., Die Rendezvous-Radaranlage für die Gemini-Agena Ankupplung, „Luftfahrttechnik und Raumfahrttechnik”, 1966, Bd. 12, Nr. 4, p. 100—103.

82. Sears N. E., Jr., Felleman P. G., Continuously powered terminal maneuver for satellite rendezvous, „ARS Journal”, 1960, vol. 30, No 8, p. 734—739.

83. Seitz C. P., Freeberg N., Aerospace station simulation for the man, the system and vehicle, „Annals N. Y. Academy of Sciences”, 1965, vol. 134, No 1, p. 355—365.

84. Shapiro M., An attenuated intercept satellite rendezvous system, „ARS Journal”, 1961, XII, vol. 31, No 12, p. 1733—1744.

85. Shulman Y., Scott J. J., Jr., Terminal rendezvous for elliptical orbits. AIAA Aerospace Sciences Meeting 4th., Los Angeles, Calif., June 27—29, 1966. Paper No 66-533, 12p.

86. Smith F. T., The application of dynamic programming to satellite intercept and rendezvous problems, „Advances in Control Systems. Theory and Applications”, vol. 2, New York—London, 1965, p. 65—116.

87. Smith F. T., et al., Application of statistical filter theory to the optimal estimation of position and velocity on board a circumlunar vehicle, NASA TR R-135, 1962.

88. Smith G. H., DeRocher W. L., Jr., A full-scale six-degree-of-freedom, orbital closure and docking simulator. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 545—565.

89. Soule P. W., An error-compensating version of QORGS and the theory of some terminal rendezvous maneuvers. Ballistic Missile and Aerospace Technology, vol. 2, „Ballistic Missile and Space Electronics”, New York—London, Academic Press, 1961, p. 67—83.

90. Soule P. W., Rendezvous with satellite in elliptical orbits of low eccentricity, „Advances in the Astronautical Sciences”, vol. 7, New York, Plenum Press, 1961, p. 138—147.

91. Spradlin L. W., The long time satellite rendezvous trajectory, „Aero/Space Engineering”, 1960, VI, vol. 19, No 6, p. 32—37.

92. Stalony-Dobrzanski J., Imai O., Attitude and flight path control system for a space station supply vehicle, „Aero/Space Engineering”, 1960, vol. 19, No 5, p. 68—69, 100, 102.

93. Stapleford R. L., An Automatic flight path control system for the terminal phase of orbital rendezvous, AAS Preprint 62—10, 1962 (см. также „Advances in the Astronautical Sciences”, vol. 11).

94. Steffan K. F., A satellite rendezvous terminal guidance system. „ARS Journal”, 1961, vol. 31, No 11, p. 1516—1521.

95. Swanson R. S., Soule P. W., Rendezvous guidance technology, „Proceedings of the National Meeting on Manned Space Flight”, April 30—May 2, 1962, St. Louis, Missouri, Institute of Aerospace Sciences, New York, 1962, p. 106—129.

96. Vanderplas J. M., Visual capabilities of performing rendezvous in space, „Human Factors”, 1963, vol. 5, No 3, p. 323—328.

97. Vester B. H., The Gemini rendezvous radar system design, „Raumfahrtforschung”, 1966, Bd. 10, Nr 1, s. 1—5.

98. Wagner W. E., Re-entry filtering, prediction and smoothing, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 9, p. 1321—1327.

99. Weeks L. M., Manned rendezvous systems. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 161—166.

100. White C. E., Spacecraft sensors. „Space/Aeronautics”, 1963, vol. 38, No 7, p. 70—72.

101. Wornham W. M., Stochastic problems in optimal control, „IEEE International Convention Record”, pt. 2, „Automatic Control, Circuit Theory”, March 1963, p. 114—124.

1. ВВЕДЕНИЕ

Методы и средства причаливания и стыковки во многом определяются задачами и особенностями космических операций, при которых требуется стыковка. Космические операции с применением стыковки были рассмотрены в разд. 3 гл. I. Поэтому здесь мы остановимся лишь на том, как задачи отдельной операции влияют на особенности стыковки.

Инспекция орбитальных объектов может производиться перехватчиком без применения стыковки или при помощи отдельного маневрирующего аппарата, запускаемого с борта перехватчика [13], в особенности тогда, когда приближение к цели на малое расстояние или контакт с ней представляет для перехватчика потенциальную опасность. В последнем случае возникает проблема управления беспилотным маневрирующим аппаратом с борта космического корабля и, возможно, стыковки с несотрудничающей целью (при помощи, например, магнитных устройств или специальных манипуляторов) [10, 30].

При обслуживании орбитальных станций, искусственных спутников и космических кораблей, в которое входит снабжение различными материалами и топливом, ремонт, замена деталей или аппаратуры и т. д., в большинстве случаев требуется механический контакт, хотя контакт этот необязательно должен быть жестким (например, перекачка топлива через гибкие шланги, подзарядка батарей через кабели).

При переходе людей и перемещении материалов из одного космического аппарата в другой может понадобиться автоматическое соединение аппаратов и герметизация переходных отсеков. Эта задача имеет частичное отношение к обслуживанию и может возникать в связи со сменой экипажей орбитальных станций, аварийным спасением космонавтов, снятием экипажей и научных материалов с межпланетных космических кораблей и доставкой экипажей на готовые к старту корабли. В то же время возможен переход экипажа и через открытый космос, и тогда в процессе перехода достаточно будет регулировать относительное положение кораблей.

При замене спутников, отслуживших свой срок или имеющих повреждения, характер соединения будет зависеть от веса и размеров цели, а также от того, как следует поступить с заменяемым спутником — уничтожить на орбите или вернуть на Землю.

При сборке орбитальных объектов мощные ракеты-носители будут выводить на орбиту станции космические корабли или их отдельные отсеки в виде компактных герметизированных блоков, которые нужно будет отделять от носителей и соединять друг с другом. Для этого может потребоваться многократная стыковка с жестким или нежестким соединением. При разработке процесса сборки возникнут задачи герметизации соединяемых отсеков, механической связи между элементами конструкции, соединения электрической и гидравлической систем. Соединения отсеков нужно будет осуществлять надежно, с минимальными потерями внутреннего давления и за возможно кратчайшее время. Ввиду больших размеров отсеков, по-видимому, будет весьма желательно использовать их кинетическую энергию для выравнивания и соединения.

Во всех рассмотренных задачах при разработке конструкции стыковочных механизмов, возможно, нужно будет учитывать необходимость последующего разъединения аппаратов, отсеков и т. п.

Уже этот краткий перечень задач с применением стыковки наглядно показывает, сколь велик может быть диапазон условий стыковки и, следовательно, методов и средств ее осуществления. Даже при одноразовой стыковке могут возникнуть проблемы, решать которые придется по-разному в зависимости от обстоятельств. Например, если при стыковке с космическим кораблем беспилотная цель внезапно начнет вращаться, то экипаж корабля может просто прекратить стыковку. Но если, например, при выполнении программы «Аполлон» придется осуществлять стыковку с вращающимся лунным экспедиционным отсеком, то такую ситуацию уже следует рассматривать как аварийную, так как без стыковки космонавты не смогут вернуться на Землю. Наконец, в недалеком будущем стыковка кораблей обслуживания будет, по-видимому, производиться с вращающимися орбитальными станциями. Эти станции могут иметь к тому же и нежесткую конструкцию (например, состоять из надувных конструкций), что внесет дополнительное усложнение в задачу [28]. Возможно, что наилучшим вариантом будет разработка станций с невращающимся центральным стыковочным отсеком. Иногда стыковка будет заключаться лишь в том, чтобы зацепить трос за другой аппарат [53]. Однако между связанными таким образом аппаратами возникает довольно сложное движение. Поэтому в отдельных случаях будет лучше переправить космонавта с автономной двигательной установкой на другой космический аппарат.

На выбор стыковочного механизма оказывает влияние как общая задача, поставленная перед стыкуемыми объектами (простое механическое соединение для совместного маневрирования, соединение для передачи грузов и перехода людей, сборка герметичных отсеков и т. д.), так и возможные характеристики предшествующего стыковке этапа причаливания. При достаточно точном выполнении причаливания, обеспечивающем малые относительные скорости и точное выравнивание относительной ориентации объектов, стыковочный механизм может быть простым и легким. Но такой подход налагает жесткие требования на управление ориентацией и наведение во время причаливания. С другой стороны, при упрощенной схеме причаливания от стыковочного механизма требуется поглощение большого количества относительной кинетической энергии, что увеличит его вес, усложнит конструкцию и, следовательно, снизит надежность.

Возможны различные типы управления причаливанием и стыковкой, основными из которых являются ручное и автоматическое управление. Между этими типами управления существует большое число вариантов полуавтоматического управления, отличающихся числом функций, которые берет на себя человек.

Одним из наиболее надежных звеньев навигационных систем является сам человек, поэтому во многих методах причаливания и стыковки космонавт включен в замкнутый контур управления. Системы управления с участием человека [52] обладают следующими преимуществами:

- 1) очень высокой надежностью;
- 2) большим числом режимов работы;
- 3) возможностью быстро и с большой степенью избирательности получать необходимую информацию о цели (в то время как для соответствующих автоматических систем нужно заранее составлять алгоритм работы);
- 4) обеспечивают в случае неудачи возможность стыковки несколько раз и разными способами, что было бы затруднительно при автоматической системе управления;
- 5) упрощают проблему связи с наземными станциями, так как космонавт сам может выбрать информацию, необходимую для передачи на Землю;
- 6) космонавт может лучше учесть обстановку в случае маневрирующей цели, а также при последовательной стыковке с несколькими целями.

С другой стороны, пилотируемая система по сравнению с автоматической обладает и определенными недостатками, к которым относятся:

- 1) усложнение функций космонавта по управлению кораблем;
- 2) увеличение веса космического корабля из-за наличия, например, на борту системы жизнеобеспечения;

- 3) необходимость принятия специальных мер для обеспечения безопасности экипажа;
- 4) необходимость возвращения экипажа на Землю;
- 5) необходимость учета возможных вспышек на Солнце и прохождения кораблем радиационных поясов;
- 6) повышение общей стоимости всей операции.

Поскольку участие человека облегчает решение задачи причаливания и стыковки, а средства автоматики упрощают обязанности космонавта по управлению кораблем, большой интерес представляет полуавтоматическое управление причаливанием и стыковкой.

Решение вопроса о выборе типа управления причаливанием и стыковкой в большой степени обуславливается задачами и условиями осуществления космической операции. Так, например, для сборки орбитальных объектов и обеспечения активного существования беспилотных орбитальных станций, по-видимому, наиболее выгодными будут автоматические причаливание и стыковка. При этом не нужно обеспечивать возвращение космонавтов на Землю, кроме того, увеличится выводимая на орбиту полезная нагрузка.

Автоматизация процессов причаливания и стыковки является настоятельной необходимостью при решении перспективных задач освоения космического пространства и весьма актуальна в настоящее время.

Хотя первые эксперименты по стыковке космических аппаратов уже осуществлены, стыковка остается одной из сложных и интересных проблем в освоении космического пространства. Поэтому исследования в этой области продолжают с неослабевающей интенсивностью. Необходимо отметить, что специфической стороной исследований, связанных с разработкой способов и средств причаливания и стыковки, является сравнительно небольшая роль аналитических методов и явный уклон в сторону моделирования как математического, так и физического. Это объясняется сложностью процессов и, в частности, их стохастическим характером, а также участием человека в управлении причаливанием и стыковкой.

2. ПРИЧАЛИВАНИЕ

Причаливание (иногда этот этап называют маневром стыковки, или «микровстречей») отличается от других космических маневров малыми расстояниями и скоростями перехватчика относительно цели. Кроме того, для причаливания характерна необходимость выдерживать относительную ориентацию перехватчика и цели в заданных пределах. Процесс причаливания заканчивается соприкосновением стыковочных узлов.

Начальные условия причаливания зависят от точности систем навигации и наведения перехватчика на предшествующем этапе сближения. Дальность до цели в момент начала причаливания может изменяться примерно от 1 км до 30 м. Начальная скорость причаливания составляет 1,5—10 м/сек, а составляющая скорости по нормали к линии визирования — до 2 м/сек [20, 45].

Конечные условия причаливания определяются многими факторами. Основными из них, которые учитываются в первую очередь, являются: 1) характеристики измерительных средств (точность, диапазон измеряемых параметров и т. д.); 2) влияние реактивных газов двигателей перехватчика на цель (теплопередача, давление, повреждение выступающих чувствительных элементов, эрозия конструкции, ослабление радиосигналов); 3) возможности стыковочного механизма; 4) достижимая точность выключения двигателей (импульс последствия), при помощи которых выполняется причаливание. Возможные конечные условия, зависящие от характеристик измерительных приборов и системы управления (в которую может входить человек-оператор), определяются обычно методами физического моделирования.

На основании опубликованных данных [1, 2, 4, 10, 26, 30] можно произвести оценку возможных значений параметров движения

Таблица 4.1

Условия причаливания

	Моделирование на базе ВВС США (осредненные значения)	Исследования фирмы "Мартин" (диапазон значений)	Максимальные значения, принятые при разработке стыковочного механизма по программе "Джемини"	Советские спутники "Космос-186", "Космос-188", "Космос-212" и "Космос-213"
Конечная скорость причаливания в м/сек	0,12	0,003—0,6	0,45	От 0,1 до 0,2—0,5
Боковое смещение в м	0,25	0,13—0,45	0,3	До 0,4
Нормальная к линии визирования скорость в м/сек	—	0,003—0,15	0,15	—
Относительные углы тангажа, рысканья и крена в град	3,3—4,2	0,1—5,0	10	—
Относительные угловые скорости в рад/сек	0,01	0,05—0,2	—	—

в конце этапа причаливания (табл. 4. 1). Превышение этих значений вовсе не означает невозможность стыковки, тем более, что при неудаче в случае ручного управления стыковку можно повторить. Однако, если к моменту контакта скорость причаливания чрезмерно велика, то это может вызвать повреждение стыкуемых кораблей. При моделировании причаливания корабля «Джемини» в Центре им. Лэнгли NASA было установлено, что конечная скорость причаливания не выходит за указанные в табл. 4. 1 пределы, а среднее ее значение $0,14$ м/сек. Некоторые дополнительные сведения о граничных условиях этапа причаливания можно найти ниже в разд. 4, где рассматриваются методы физического моделирования причаливания и стыковки.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Задача маневрирования обычно возлагается на перехватчик, поэтому его двигательная установка должна обеспечивать достаточные линейные и угловые ускорения для управления траекторией относительного движения и ориентацией перехватчика. Согласно приведенным выше граничным условиям двигательные установки, необходимые для причаливания, должны развивать небольшие ускорения и располагать сравнительно незначительным запасом топлива. Таким образом, по сравнению с другими маневрами энергетические затраты на причаливание обычно малы. Тем не менее и в данном случае целесообразно применять методы наведения и схемы двигательных установок, обеспечивающие минимальный расход топлива.

Для наведения во время причаливания потребное направление тяги может быть самым различным, т. е. суммарный вектор управляющего ускорения будет ориентироваться в любом направлении. Для этого нужно или устанавливать на перехватчике не менее четырех-шести двигателей для создания линейных ускорений, или пользоваться мощной системой управления ориентацией, способной быстро разворачивать перехватчик с двумя продольными двигателями системы маневрирования в требуемом направлении. Между этими способами следует искать разумный компромисс, так как многократная переориентация перехватчика потребует большого расхода топлива на управление ориентацией и затруднит работу измерительных устройств, а установка большого числа двигателей системы маневрирования увеличит потребный вес и объем перехватчика и усложнит его конструкцию. Одним из возможных решений этого вопроса является применение для маневрирования на этапе причаливания двигателей системы управления ориентацией, которыми будет располагать любой перехватчик. Такая схема была использована, например, на спутниках «Космос-186» и «188», «Космос-212» и «213» и на кораблях «Союз».

Для формирования управляющих ускорений корабля «Джемини» на этапе причаливания применялась двигательная установка, предназначенная не только для причаливания, но и для маневров при выведении в зону встречи и сближении. Величина тяги двигателей была выбрана средней в интервале между максимальной (наиболее желательной для орбитальных маневров) и минимальной (предпочтительной для причаливания). Поэтому линейные ускорения, создаваемые двигательной установкой корабля «Джемини», несколько превышают ускорения, оптимальные для выполнения причаливания.

Управляющие силы для причаливания можно также создавать электромагнитным способом [6], устанавливая на космических аппаратах электромагнитные устройства (катушки) с соответствующими характеристиками. При удовлетворительном весе и объеме устройств это позволяет получать магнитные поля достаточной интенсивности, способные притягивать аппараты друг к другу и выравнивать их стыковочные оси (конечно, при ограниченном диапазоне начальных условий). В данном случае электромагнитные устройства одновременно выполняют функции как чувствительных элементов, так и исполнительных органов, при этом отпадает необходимость измерять параметры относительного движения. Недостатком такого способа следует считать установку дополнительных устройств при наличии на борту двигателей (хотя и предназначенных для других целей) и малый диапазон возможных начальных условий. Однако для упрощения процессов причаливания и стыковки электромагнитный способ создания управляющих сил может представлять интерес.

РУЧНОЕ И ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Практика наземного моделирования и результаты проведенного в космосе эксперимента показали, что на расстояниях до цели, соответствующих причаливанию, космонавт может с достаточной точностью определять визуально основные параметры относительного движения, чтобы успешно осуществить причаливание и стыковку [10].

В работах [39, 49] приведены экспериментальные данные, характеризующие визуальные возможности космонавта. Обработка данных, полученных в процессе нескольких экспериментов, дала возможность сравнить оценки дальности до цели, сделанные космонавтом, с действительной дальностью (рис. 4.1). Оказалось, что наблюдаемая на больших расстояниях тенденция к переоценке дальности в космосе по мере сближения с целью уменьшается. При уменьшении относительной дальности до 120 м погрешность визуальной оценки составляет около 20%. В этих же работах приведены результаты экспериментов, характеризующих

способность космонавта определять скорость сближения с целью по изменению видимых угловых размеров цели (для оценки скорости оператору было дано 2 сек). Результаты показали, что максимальная точность распознавания скорости сближения достигается в том случае, когда видимый угловой размер изображения цели составляет 80—90°. Типичное значение порога чувствительности \dot{D}/D , полученное несколькими наблюдателями, принимавшими участие в эксперименте, составляло 0,013—0,016. Отсюда следует, что на расстоянии 3 м от цели космонавт может обнаружить скорость сближения порядка 5 см/сек.

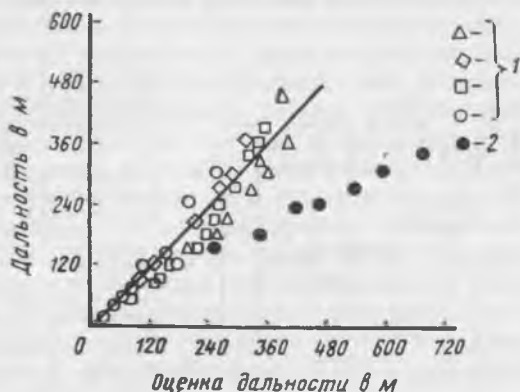


Рис. 4.1. Визуальные возможности космонавта при оценке относительной дальности:

1—результаты лабораторных наблюдений дисков разных размеров; 2—результаты эксперимента, поставленного в космосе на корабле «Меркурий»

Немаловажным критерием визуальных возможностей космонавта служит порог чувствительности к угловой скорости линии визирования цели (этот вопрос уже рассматривался в гл. II). Величина этого порога зависит от начального углового расстояния цели от ближайшей (опорной) звезды, по которой можно судить об угловой скорости относительного перемещения цели. Соответствующими экспериментами, результаты которых приведены на рис. 2.33, установлено, что при угловом расстоянии от опорной звезды в 12,5 мрад и при скорости углового перемещения цели 0,1 мрад/сек космонавт может обнаружить цель после 10 сек наблюдения.

В тех случаях, когда космонавт управляет причаливанием, наблюдая за целью из иллюминатора, метод наведения (пилотирования) в принципе можно было бы вообще не задавать, чтобы космонавт мог принимать решение самостоятельно в зависимости от имеющихся условий. Однако практика моделирования показала, что после тренировок у космонавтов интуитивно вырабатываются определенные правила поведения, которые позволяют

им выполнять заданные конечные условия с близким к оптимальному качеством маневра (с небольшим расходом топлива) [9, 26]. Поэтому впоследствии эти правила, соответствующим образом обработанные, могут служить основой для стандартного метода пилотирования. Насколько можно судить по результатам наземных и летных экспериментов, при ручном управлении причаливанием почти нет необходимости в каких-либо индикаторах параметров относительного движения. Однако в сложных случаях (встреча с «чужой» целью или осуществление встречи за минимальное время) могут потребоваться измерительные приборы, которые помогут космонавту лучше ориентироваться в обстановке.

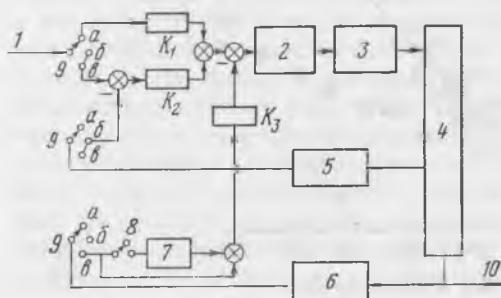


Рис. 4.2. Блок-схема системы управления ориентацией пилотируемого перехватчика:

а—режим прямого управления; б—режим скоростного управления; в—режим полуавтоматического управления
1—входной сигнал от ручки управления; 2—запаздывающее звено; 3—управляющий двигатель; 4—перехватчик (уравнения движения); 5—датчик угловой скорости; 6—датчик угла ориентации; 7—корректирующее устройство; 8—выключатель корректирующего устройства; 9—переключатель режимов управления; 10—выходная величина (угол ориентации)

Схема одной из возможных систем управления ориентацией пилотируемого перехватчика приведена на рис. 4.2*. Космонавт управляет ориентацией при помощи ручки, сигналы от которой поступают в систему управления. Система имеет три режима работы: 1) прямого ручного управления; 2) скоростного ручного управления; 3) полуавтоматического управления.

Режим прямого ручного управления характеризуется отсутствием автоматической обратной связи. При отклонении ручки включается группа двигателей, создающая максимальное угловое ускорение (двигатели работают в релейном режиме) вокруг данной оси. Обратная связь осуществляется самим космонавтом, который визуально контролирует качество управления и в случае необходимости изменяет воздействие на космический аппарат, изменяя положение ручки.

При работе в скоростном режиме включается автоматическая обратная связь по угловой скорости аппарата, которая обеспечивает искусственное демпфирование. Это облегчает ручное уп-

* Эта схема была исследована применительно к встрече на селеноцентрической орбите по программе «Аполлон». Примерно по такой же схеме работает система управления ориентацией корабля «Джемини».

равление ориентацией аппарата, угловая скорость вращения которого становится пропорциональной отклонению ручки управления. Когда ручка находится в нейтральном положении, аппарат может вращаться с угловой скоростью, не превышающей границу зоны нечувствительности датчика угловой скорости, например $0,2^\circ$ в секунду.

В режиме полуавтоматического управления по схеме, приведенной на рис. 4.2 (с автоматическими обратными связями по углу ориентации и угловой скорости), обеспечивается пропорциональность между отклонением ручки управления и изменением угла ориентации аппарата. При нейтральном положении ручки заданная ориентация поддерживается автоматически.

На основании результатов физического моделирования режим прямого управления предлагается как резервный, а в качестве основного рекомендуется режим скоростного управления, так как он обеспечивает лучшие показатели причаливания (меньший расход топлива, большую точность и т. д.). Интересно отметить, что непосредственно для стыковки выгоднее режим прямого управления, так как во время соединения аппаратов скоростной режим управления ориентацией приводит к неудовлетворительным переходным процессам (из-за изменения инерционных характеристик управляемой системы). Но с другой стороны, скоростной режим обеспечивает лучшие начальные условия для стыковки, поэтому окончательный выбор режима управления, по-видимому, еще не определен.

Причаливание с ручным управлением, выполнявшееся по программе «Джемини», согласно заявлению космонавтов [21], не было затруднительным. Причаливание выполнялось на основании только визуальных наблюдений. Для облегчения причаливания и стыковки применялись скрытые прожекторы, освещавшие стыковочный конус, а также фосфоресцирующие реперы на конусе и на корпусе аппарата. Двигательные установки корабля позволяли прикладывать тягу в направлении любой из трех связанных осей, что давало возможность космонавтам не прибегать к значительным разворотам корабля и не терять цель из виду.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Для разнообразных орбитальных операций, которые будут выполняться в процессе исследования и освоения космического пространства, может потребоваться осуществление автоматической стыковки. Возможность выполнения такой стыковки впервые была продемонстрирована в октябре 1967 г. при космическом эксперименте по стыковке советских беспилотных аппаратов «Космос-188» и «Космос-186».

Для автоматического причаливания в отличие от причаливания пилотируемых аппаратов требуется предварительная разработка метода наведения. Автоматическая система наведения

на основании выбранного заранее метода наведения для этапа причаливания в соответствии с измеряемыми значениями параметров движения вырабатывает управляющие сигналы, которые реализуются системой управления ориентацией и двигательной установкой перехватчика.

Ввиду того что на этапе причаливания цель нельзя рассматривать как точку (необходимо определять и учитывать ее ориентацию), а также вследствие малых величин измеряемых параметров движения, возникает вопрос о разработке специальных автоматических измерительных устройств и специализированных методов наведения, учитывающих ориентацию цели.

Измерение параметров относительного движения

В описании движения двух стыкуемых объектов в общем случае участвуют 12 координат, так как каждый из объектов располагает шестью степенями свободы. Но начальные условия причаливания обычно таковы, что позволяют рассматривать только относительное движение и, кроме того, пренебрегать разностными гравитационными ускорениями (линейными и угловыми). Таким образом, общее число степеней свободы системы, состоящей из цели и перехватчика, сводится к шести.

Из этих шести параметров, необходимых для определения относительного движения перехватчика и цели (при указанных выше допущениях), обычным радиолокационным оборудованием можно измерить только три (координаты центра масс цели в связанной с координатором цели системе). Остается каким-то способом определить три угла относительной ориентации объектов. Для этого можно произвести независимые измерения ориентации на перехватчике и на цели относительно некоторой общей внешней системы отсчета (например, относительно совокупности направлений на известные звезды или относительно одинаково выставленных заранее осей гироплатформ) и сравнение этой информации при помощи каналов связи. Можно установить на цели по возможности широко разнесенные источники света или специальные антенны, наличие которых также позволит определить относительную ориентацию. Наконец, информацией об относительных углах объектов может служить модулированный или поляризованный (при помощи оптических и механических устройств) сигнал от единственного источника света на цели. Расшифровка такого сигнала на перехватчике позволяет определить ориентацию цели.

Одной из специфических черт причаливания является необходимость измерять малые скорости (от трех метров до нескольких сантиметров в секунду) на малых дальностях (от нескольких сотен метров до нуля). Обычные радиолокационные устройства имеют определенные ограничения по минимальным значениям измеряемых дальности и скорости сближения.

Минимальная дальность ограничивается наложением во времени передаваемого и отраженного сигналов, что не позволяет достаточно точно определить время прохождения импульса и, следовательно, расстояние до цели. Преодолеть это затруднение можно различными способами. Например, для встречи космического корабля «Джемини» с ракетой-целью «Аджена» использовался радиолокационный комплекс, состоящий из приемопередатчика (на корабле «Джемини») и радиоответчика (на цели «Аджена») [19, 50]. Вследствие задержки ответного сигнала в радиоответчике цели и сдвига его по фазе измерения относительной дальности можно было выполнять вплоть до весьма малых значений.

Гораздо более трудной задачей является радиолокационное измерение малых относительных скоростей. Разрешающая способность применяемых обычно для этого доплеровских измерителей скорости в значительной степени зависит от абсолютной величины измеряемой скорости. Для того чтобы доплеровский сдвиг частоты

$$F_d = \frac{Vf}{c}$$

был различим при очень малой радиальной составляющей относительной скорости V , нужна очень высокая частота передатчика f (здесь c — скорость распространения радиоволн). Для измерения малых скоростей недостаточна велика даже частота УКВ-генератора. Можно было бы использовать генераторы, излучающие в более высокочастотной области спектра, но здесь вступает в силу новое ограничение, обусловливаемое свойственной таким генераторам большой шириной полосы передаваемых частот. В тех случаях, когда полоса частот превышает доплеровский сдвиг, скорость измерить невозможно.

Фирма «Мартин» (США) ведет разработку измерителя скорости, свободного от указанных недостатков [31, 54]. Новый измеритель, работа которого основана на эффекте Мессбауэра, позволяет при высокой частоте (около 10^{20} гц) передавать и принимать гамма-излучение в очень узкой полосе частот. (Источник гамма-лучей находится на цели, а приемник — на перехватчике). Вследствие этого можно с довольно большой точностью измерять скорость (предполагаемая максимальная точность — около $0,01$ см/сек) на очень малых дальностях до цели. Максимальная дальность измерения, естественно, зависит от интенсивности источника излучения.

Следует помнить, что при узкополосном спектре, обеспечивающем высокую точность измерения скорости, сама величина измеряемой скорости не должна превышать примерно $0,3$ м/сек. Поэтому, для того чтобы заполнить интервал между диапазонами измерений обычного радиолокатора и мессбауэровского датчика, нужен еще один измеритель, который, по-видимому, может

быть основан на том же принципе, что и мессбауэровский датчик, но с использованием излучения в другом диапазоне частот.

Более подробное описание мессбауэровского датчика скорости приведено в Приложении II.

В печати сообщалось о возможности использования ионосферного следа космического аппарата для измерения относительного положения объектов при управлении стыковкой [47]. Соответствующие эксперименты проводились во время полетов космических кораблей «Джемини-10» и «Джемини-11».

Методы наведения

Выбор метода наведения перехватчика на этапе причаливания обусловлен составом измерительного оборудования, характеристиками двигательной установки и возможностями стыковочного механизма.

В тех случаях, когда стыковочный механизм допускает изменения скоростей причаливания в широком диапазоне, и нет необходимости в быстром причаливании, имеет смысл устанавливать заранее с какой-то степенью точности начальную относительную скорость и затем наводить перехватчик по программе при помощи автоматической системы, работающей в разомкнутом контуре, т. е. без использования текущей информации о параметрах движения. Если время причаливания вообще не ограничено, а конечную скорость нужно выдерживать довольно точно, то целесообразно в самом начале маневра обеспечить необходимую скорость причаливания, а затем поддерживать ее постоянной. Следует, правда, иметь в виду, что большая продолжительность причаливания может вызвать перерасход топлива двигателями управления ориентацией.

Если продольный двигатель дросселируется, то, чтобы осуществить быстрое причаливание при точном выполнении конечных условий, можно применять, например, следующий метод наведения для продольного канала системы [см. (3.281)]:

$$\frac{\Delta a_1}{a_*} = -\lambda_{\text{пр}} \left(1 - \frac{-\dot{D}}{\sqrt{2a_*D}} \right). \quad (4.1)$$

Здесь a_* — номинальное (выбранное заранее по средним начальным условиям) ускорение от тяги продольного двигателя;

Δa_1 — командная (требуемая) вариация ускорения;

$\lambda_{\text{пр}}$ — постоянный коэффициент.

Этот метод обеспечивает в конце причаливания одновременное сведение к нулю относительной дальности и скорости. Ненулевую конечную скорость, необходимую для срабатывания стыковочного механизма, можно получить введя в уравнение (4.1)

постоянное смещение ΔD . Время наведения и расход топлива зависят от величины коэффициента $\lambda_{пр}$, которую подбирают заранее в предположении, что перехватчик будет двигаться по некоторой номинальной прямолинейной траектории.

Рассмотрим случай, когда необходимая ориентация перехватчика установлена в начале причаливания и далее поддерживается неизменной.

Для сведения к нулю поперечных отклонений от номинальной траектории при сближении с постоянной относительной скоростью предлагается следующий метод наведения [29]:

$$a_2 = -\lambda_\Phi \frac{(-\dot{D})^2}{D} \Delta\Phi - \lambda_{\dot{\Phi}} (-D) \dot{\Phi}. \quad (4.2)$$

Здесь a_2 — требуемое ускорение от тяги поперечного двигателя;
 $\Delta\Phi$ — угол отклонения линии визирования от номинального направления;

$\dot{\Phi}$ — угловая скорость линии визирования;
 $\lambda_\Phi, \lambda_{\dot{\Phi}}$ — постоянные коэффициенты.

Для перехватчиков с фиксированной или произвольной ориентацией имеются и другие методы наведения, которые связывают между собой параметры относительного движения перехватчика с потребным импульсом скорости $\Delta\vec{V}$.

Один из таких методов [20] предусматривает построение поверхности переключений (поверхности пирамиды с вершиной в точке цели), внутри которой удерживается перехватчик. Когда перехватчик попадает на эту поверхность, проекция его скорости относительно цели на линию визирования (скорость сближения) уменьшается до нужного значения, а боковые составляющие относительной скорости изменяются так, чтобы перехватчик вернулся внутрь заданной поверхности (рис. 4.3). Для реализации такого метода наведения требуется измерять дальность до цели, скорость сближения, угловую скорость линии визирования и угловые отклонения от номинальной линии сближения (оси пирамиды). При этом методе можно применять и ручное управление, так как необходимая скорость реакции пилота вполне допускает включение его в контур управления. Достоинство метода еще и в том, что в случае внезапного отказа измерительных устройств

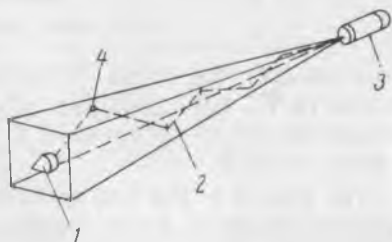


Рис. 4.3. Поверхность (пирамида) переключений:

1—перехватчик; 2—траектория перехватчика; 3—цель; 4—одна из точек включения двигателя перехватчика на поверхности пирамиды

или двигательной установки возможность столкновения с целью полностью исключена.

На рис. 4.4 показаны основные геометрические соотношения для одного из поперечных каналов системы наведения. В момент пересечения перехватчиком поверхности переключений его полная скорость относительно цели равна \bar{V}_0 . В этот момент к перехватчику прикладывается импульс скорости $\Delta\bar{V}_1$, после чего его скорость становится равной \bar{V}_1 . Далее полет проходит с выключенными двигателями до следующего соприкосновения с поверхностью переключений, когда прикладывается импульс $\Delta\bar{V}_2$ и от-

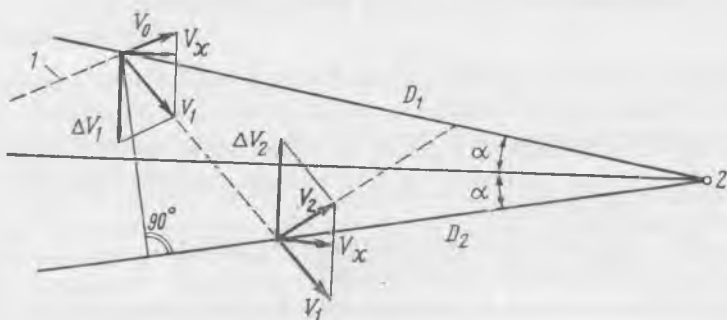


Рис. 4.4. Геометрические соотношения для наведения на этапе причаливания:

1—траектория перехватчика; 2—точка цели

носительная скорость становится равной \bar{V}_2 . Составляющая скорости \bar{V}_x , параллельная номинальному направлению на цель, поддерживается постоянной и при необходимости устраняется в конце маневра.

На рис. 4.5 для двух значений отношения $V_x/\dot{\Phi}_i$ (где $\dot{\Phi}_i$ — угловая скорость линии визирования в начале цикла) показаны типичные зависимости суммарной характеристической скорости ΔV_Σ от угла α , которые имеют хорошо выраженные минимумы.

Разрывы на кривых объясняются дискретным характером приложения импульса. Так как допустимый конечный пролет был принят 1,5 м, то для обеспечения этого условия при определенных значениях угла α (при подходе к этим значениям справа и слева) требовалось разное целое количество импульсов скорости (справа от разрыва три импульса, а слева — четыре; при уменьшении α потребное число импульсов увеличивается). Из рис. 4.5 видно, что оптимальные полууглы раствора поверхности переключений лежат в диапазоне 1,5—2,5°. При окончательном выборе угла α следует учитывать поправку на неимпульсный характер тяги. Установлено [20], что для типичных начальных условий причаливания минимальная потребная тяговооруженность поперечного двигателя составляет $\sim 0,005$. Исходя из эмпирических соотношений для точности выключения (импульса последей-

ствия) малых ЖРД и полагая, что минимальный потребный импульс скорости составит $0,003 \text{ м/сек}$, максимальную тяговооруженность следует выбирать равной $\sim 0,025$.

В заключение рассмотрим возможность применения одного и того же дросселируемого двигателя для управления не только на этапе сближения, но и на этапе причаливания. Особенностью причаливания этапа по сравнению с этапом сближения является наличие дополнительного конечного условия — требования равенства нулю угла Φ между линией визирования и направлением

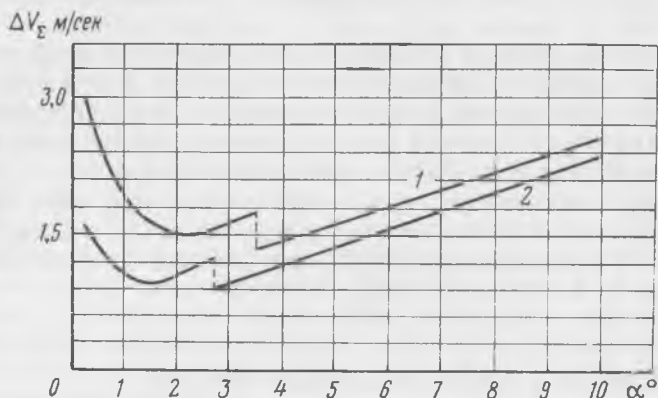


Рис. 4.5. Влияние полуугла раствора поверхности переключений α на потребную для причаливания суммарную характеристическую скорость (конечный импульс прикладывается на дальности 40 м):

Кривые: 1— $V_x/\Phi_{i-} = 3000 \text{ м}$; $D_0 = 300 \text{ м}$; 2— $V_x/\Phi_{i-} = 1500 \text{ м}$; $D_0 = 150 \text{ м}$

стыковочной оси цели (в тех случаях, когда в задачу операции встречи входит физический контакт с целью при наличии стыковочного механизма). Если управление продольной составляющей ускорения будет по-прежнему осуществляться по закону (3.281), то в уравнение (3.289) необходимо ввести дополнительный член, учитывающий величину угла Φ . В результате для нормальной составляющей командного (управляющего) ускорения будем иметь выражение, аналогичное формуле (4.2):

$$a_2 = \lambda_n \dot{\Phi} - \lambda_c a_* \Phi, \quad (4.3)$$

где λ_c — постоянный коэффициент, позволяющий учитывать условие стыковки. Однако результаты численного моделирования показывают, что при использовании такого закона управления в момент перехода к причаливанию (характеризуемый началом измерения и подстановки в формулу (4.3) угла Φ) резко возрастает требуемое нормальное ускорение. Для того чтобы устра-

нить это явление, рекомендуется следующий закон управления нормальным ускорением:

$$a_2 = \lambda_n \dot{D}\Phi + (1 - \dot{D}/\dot{D}_0) (\lambda_{n1} \dot{D}\Phi - \lambda_c a_* \Phi), \quad (4.4)$$

где \dot{D}_0 — скорость сближения в момент начала участка этапа причаливания. Минимальная степень дросселирования ξ_{\min} , где

$$\xi = \frac{a_{\max} - a_{\min}}{a_*} 100\%,$$

при умеренном расходе топлива будет обеспечена, если выбрать следующие значения коэффициентов: $\lambda_n = 2,5$; $\lambda_{n1} = 4,0$; $\lambda_c = 6,0$. При выборе ориентации сотрудничающей цели на ее орбите следует учитывать требования причаливания и стыковки, чтобы начальная величина угла Φ была как можно меньше.

Расчеты показывают, что применение одного и того же двигателя для этапов сближения и причаливания при законе управления (4.4) увеличивает требуемую степень дросселирования всего лишь на 5—10%.

3. СТЫКОВКА И СТЫКОВОЧНЫЕ МЕХАНИЗМЫ

Этап стыковки начинается с момента первого контакта стыковочных механизмов и завершается окончательным соединением стыкуемых аппаратов. Это соединение может быть полным, когда происходит жесткое механическое соединение аппаратов и их систем в единый комплекс, или частичным, например при перекачке топлива через гибкие шланги.

Этап стыковки целесообразно разделить на два участка:

- 1) швартование, включающее первый контакт и совместное движение аппаратов с уменьшенным числом степеней свободы;
- 2) срабатывание замков.

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СТЫКОВОЧНЫМ МЕХАНИЗМАМ

Швартование, т. е. собственно стыковка орбитальных аппаратов, является ответственной частью операции встречи, поскольку в это время они вступают в непосредственное физическое взаимодействие друг с другом (в общем случае при ненулевой относительной скорости и различной относительной ориентации). Динамика процесса стыковки в большой степени зависит от начальных условий этапа стыковки (т. е. конечных условий этапа причаливания) и характеристик стыковочного механизма.

В настоящее время считается, что лучше всего удовлетворяют компромиссу между точностью причаливания и размерами и ве-

сом стыковочного механизма следующие значения параметров движения в начале стыковки (см. табл. 4. 1):

скорость причаливания $0,03—0,075$ м/сек

боковое смещение $\pm 0,5$ м

угловая ошибка (по всем осям) $\pm 5^\circ$.

Можно различать две основные схемы соединения космических аппаратов: 1) параллельную (аппараты соединяются бок о бок) и 2) последовательную или тандемную (носовая часть одного аппарата соединяется с носовой или кормовой частью другого). В большинстве случаев предпочтение можно отдать последней схеме, так как в этом случае легче производить причаливание; кроме того, нагрузки при совместном маневрировании соединенных аппаратов действуют в направлении их продольных осей и, следовательно, передаются через основную конструкцию. Соединение космических аппаратов — американских «Джемини» и советских «Космос» — со своими целями осуществлялось по тандемной схеме. При достаточно сложных орбитальных операциях (типа сборки стартового комплекса или межпланетного космического корабля) могут применяться комбинированные схемы.

При всем разнообразии стыковочных механизмов можно выделить некоторое количество общих требований, предъявляемых к ним вне зависимости от обстоятельств. В общем случае стыковочные механизмы должны:

1) уменьшать разность скоростей между аппаратами до нуля и рассеивать относительную кинетическую энергию;

2) немедленно после первого контакта обеспечивать между аппаратами механическую связь (хотя бы и не очень жесткую), чтобы избежать отскакивания их друг от друга после соударения;

3) точно выравнивать оси аппаратов по отношению друг к другу;

4) обеспечивать после срабатывания основных замков достаточную жесткость соединения и передачу через замки нагрузок при совместном маневрировании аппаратов;

5) обеспечивать при необходимости герметизацию соединения;

6) давать возможность аппаратам в случае необходимости немедленно разъединиться;

7) обеспечивать отталкивающие усилия при разъединении;

8) сразу после разъединения быть готовыми для повторного использования;

9) компенсировать взаимное рассогласование осей аппаратов, которое может иметь место к моменту первого контакта;

10) обеспечивать выравнивание аппаратов и срабатывание замков после первого контакта без включения двигательных установок;

11) допускать возможность передачи электрических сигналов, перекачки топлива, передачи грузов или перехода экипажей между кораблями (согласно расчетам диаметр люка для перехода космонавтов в скафандрах должен составлять ~ 70 см);

12) обладать достаточной надежностью при малом весе.

Не все из перечисленных требований могут быть удовлетворены одновременно, в особенности на ранней стадии освоения операции встречи. Наиболее трудно, по-видимому, реализовать немедленный механический захват во избежание отскакивания аппаратов друг от друга после начального соударения [30].

СХЕМЫ СТЫКОВОЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ

Проекты стыковочных механизмов, описания которых встречаются в литературе, предназначаются в основном для стыковки сотрудничающих аппаратов. Это объясняется главным образом сложностью стыковки с несотрудничающей целью. Один из возможных вариантов такой встречи с принудительным захватом будет рассмотрен ниже.

Стыковочный механизм в общем случае состоит из двух основных узлов, один из которых помещен на цели, а другой — на перехватчике. Один из узлов жестко связан с корпусом аппарата (например, перехватчика), а другой включает подвижные части, соединенные с корпусом другого аппарата (например, цели) через совокупность демпферов и пружин, что позволяет гасить относительную кинетическую энергию и компенсировать начальные смещения (линейные и угловые). Приемный или подвижный узел, как более сложный и громоздкий, размещают на цели, чтобы разгрузить перехватчик, на который, помимо стыковки, часто возлагаются дополнительные и весьма ответственные задачи.

Достаточно обоснованы, по-видимому, попытки создать универсальные стыковочные механизмы для стандартного использования и идентичной установки в определенной позиции на всех аппаратах, участвующих во встрече. В этом случае на аппаратах с одним стыковочным узлом, со стыковочными узлами на носу и на корме или с боковым расположением стыковочных мест будут устанавливаться механизмы одинакового типа. Существуют два подхода к проектированию универсального стыковочного механизма [30]: 1) создание одного механизма, который в соответствии с обстановкой может по команде преобразовываться в приемный (подвижный) или вводный (жесткий) узел; 2) расположение на перехватчике и цели идентичных групп приемных и вводных узлов, причем соединение соответствующих пар узлов осуществляется после предварительного разворота одного из аппаратов относительно продольной оси. На рис. 4.6 показаны возможные схемы таких механизмов.

В качестве простейшего стыковочного механизма, используемого при стыковке небольших космических аппаратов для сов-

местного маневрирования или перекачки топлива, рассматривается обычно механизм, основанный на сопряжении конических поверхностей. Предлагались две схемы такого соединения [27] (рис. 4.7): 1) механизм с одинаковой конусностью обоих узлов; 2) механизм с разной конусностью узлов. В первой схеме применяются конические поверхности с одинаковыми углами раствора. Допустимое боковое смещение в этом случае составляет $\sim 0,5$ м; полуугол раствора конусов можно выбирать от 20 до 30° (верхний предел определяется допустимыми нагрузками и возмож-

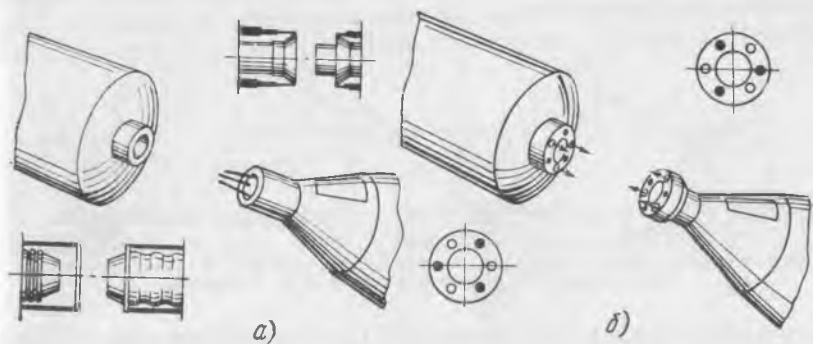


Рис. 4.6. Возможные схемы универсальных стыковочных механизмов:
а—узлы переменной конфигурации; *б*—узлы постоянной конфигурации

ностью относительного перемещения после контакта, а нижний — размерами и весом механизма). При такой схеме обеспечивается надежное выравнивание аппаратов после контакта, но возникают большие концентрации напряжений. Моделирование стыковки, выполняемой при помощи идентичных конусов, показало, что даже при больших скоростях причаливания окончательное совмещение осей и запираение замков может не произойти.

Применение механизма с разной конусностью стыкуемых поверхностей при той же глубине конуса приемного угла позволяет избежать больших ударных нагрузок. Однако совмещение осей и в этом случае может не произойти, поэтому нужно предусматривать возможность включения продольного двигателя на одном из стыкуемых аппаратов для окончательного выравнивания и срабатывания замков.

Стыковочные механизмы из двух конических узлов широко изучались фирмой Боинг [43] (рис. 4.8). Проводилось сравнение характеристик подвижного и неподвижного приемных узлов. Приемный узел представлял собой коническую воронку с прорезью в верхней части, которая совместно с ответным стержнем на вводном узле служила для выравнивания стыкуемых объектов по углу крена. Три пружинные защелки в глубине воронки защелкивали фланец вводного узла, предназначенного для уста-

новки на перехватчике. Полуугол при вершине конуса приемного узла составлял $22,5^\circ$, в то время как полуугол при вершине ко-

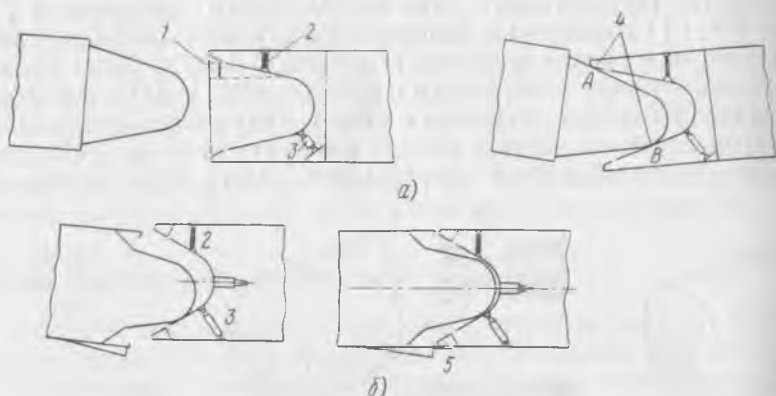


Рис. 4.7. Стыковочные механизмы с коническими поверхностями:

а—узлы с одинаковой конусностью; *б*—узлы с разной конусностью
 1—допустимое боковое смещение; 2—пружина; 3—демпфер; 4—точки концентрации напряжений в момент удара А и В; 5—фиксатор

нуса вводного узла был равен $6,5^\circ$. Система амортизации приемного узла, крепящая подвижной конус к корпусу цели, состояла из набора пружин и пневматических демпферов.

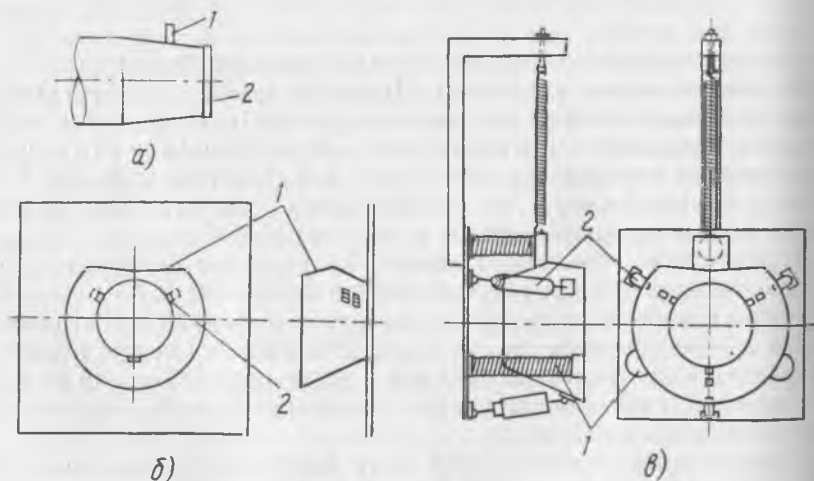


Рис. 4.8. Стыковочный механизм с коническими поверхностями:

а—вводный узел: 1—стержень; 2—фланец; *б*—неподвижный приемный узел: 1—прорезь; 2—зашелка; *в*—подвижный приемный узел: 1—пружина; 2—демпфер

Примерно по такому же принципу построен механизм для стыковки космического корабля «Джемини» с ракетной ступенью

«Аджена» [12]. Механизм состоит из подвижного приемного конуса, установленного на ступени «Аджена», и фиксированного вводного узла, роль которого выполняет носовой отсек корабля «Джемини» (рис. 4.9). Стыковка при помощи этого механизма происходит следующим образом: 1) носовой отсек корабля «Джемини» вводится в подвижный конус приемного узла ступени «Аджена», который подается назад и смягчает удар при помощи системы амортизации; 2) три пружинные защелки попадают в ответные гнезда на носовом отсеке, и происходит предварительное соединение (фиксирующий стержень на носовом отсеке входит в прорезь подвижного приемного конуса, чем обеспечивается совпадение защелок с соответствующими гнездами; 3) передняя кромка

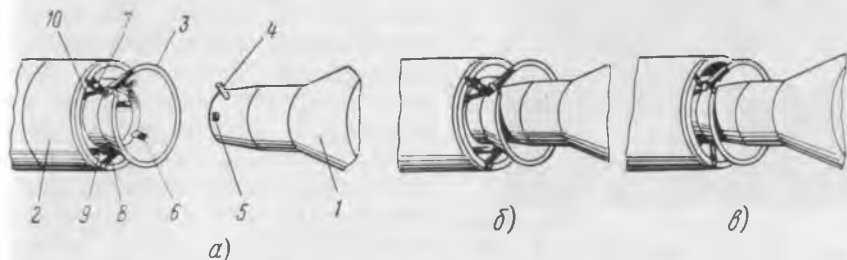


Рис. 4.9. Последовательность стыковки космического корабля «Джемини» с ракетной ступенью «Аджена»:

a—причаливание; *б*—швартование, *в*—окончательное соединение
 1—«Джемини»; 2—«Аджена»; 3—стыковочный конус; 4—центрирующий стержень; 5—одно из трех гнезд для защелок; 6—одна из трех защелок; 7, 8—верхний и нижний боковые демпферы; 9—нижний продольный демпфер; 10—верхний угловой продольный демпфер

носового отсека, который продолжает подвигаться вперед под действием пружин защелок, упирается в три стопора на основании подвижного конуса и перемещает его в крайнее положение; 4) подвижный конус ложится на мощные опоры фланца переходного отсека «Аджены», и в таком положении вся система окончательно фиксируется специальными замками; при этом демпферы и пружины исключаются из цепи передачи нагрузок и соединение становится жестким.

В амортизирующую систему подвижного узла входят три боковых и четыре продольных демпфера с пружинами, расположенных тремя группами. Два верхних продольных демпфера установлены под углом 45° к оси приемного узла и воспринимают нагрузки, возникающие при больших рассогласованиях по углу крена. Максимальный ход нижних продольных демпферов составляет 15 см, верхних продольных 10 см, а боковых 5,3 см.

Механизм с самовыравнивающимся зондом (рис. 4.10) обеспечивает достаточно мягкую и надежную стыковку. На зонде имеются два шарнира, поэтому нагрузки, действующие на оба аппарата, незначительны. Кроме того, не нужно преодолевать заметных сил трения, и при небольших скоростях в момент кон-

такта замки надежно срабатывают. Возможность стыковки при малых скоростях причаливания является немаловажным достоинством этой схемы, так как при ручном управлении маневром космонавт непроизвольно стремится уменьшить скорость сближения почти до нуля. Возникающие при контакте возмущающие моменты компенсируются контактными буферами на внешней поверхности перехватчика (см. рис. 4.10). Рассеивание энергии осуществляется продольной пружиной, расположенной вокруг зонда, или системой буферов и демпферов. Такая схема вполне подходит для перекачки топлива из одного корабля в другой, но не применима для перемещения экипажей или больших грузов.

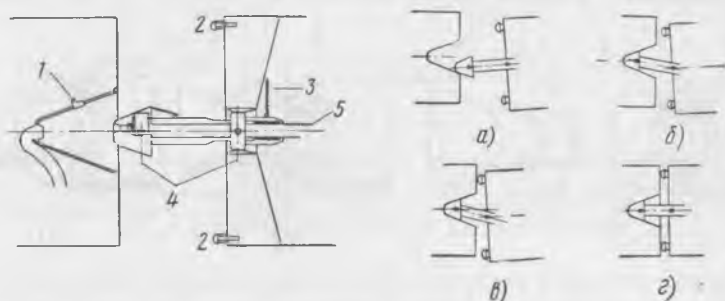


Рис. 4.10. Стыковочный механизм с самовыравнивающимся зондом:

а—начальный контакт; *б*—срабатывание защелок; *в*—демпфирование колебаний; *г*—окончание соединения
 1—защелка; 2—буфер; 3—центрирующая пружина; 4—шарниры; 5—разъединяющая пружина

Динамическое исследование работы стыковочного механизма с самовыравнивающимся зондом описано в работе [8].

Еще один вариант стыковочного механизма показан на рис. 4.11 [33]. Подвижный узел этого механизма, устанавливаемый на цели, состоит из нескольких (трех или четырех) качающихся рычагов. Неподвижный узел, закрепляемый на перехватчике, представляет собой жесткую кольцевую конструкцию. Оба узла устроены так, что допускают наличие туннеля или шлюза, через который после стыковки из одного аппарата в другой можно перемещать грузы или экипаж. Расстояние точек крепления шарниров рычагов от продольной оси цели и диаметр неподвижного кольца выбирается в зависимости от требуемых размеров туннеля.

Работает стыковочный механизм следующим образом: в момент контакта рычаги ударяются о кольцо и поворачиваются вокруг осей шарниров, преодолевая сопротивление амортизирующих стоек, которые также входят в подвижный узел. После поворота каждого из рычагов на небольшой угол (порядка $1,5^\circ$) высвобождаются крюки, которые скользят вдоль рычагов, ударяются о кольцо и захватывают его при помощи защелок, чем

обеспечивается первичное механическое соединение и выравнивание аппаратов. Вслед за этим срабатывают пневматические приводы, которые подтягивают рычаги к корпусу цели, в результате чего перехватчик и цель притягиваются друг к другу. В окончательном положении как рычаги, так и крюки на них фиксируются механическими замками. Для разъединения аппаратов специальные пневматические приводы отжимают защелки, крюки соскальзывают к основаниям рычагов и амортизирующие стойки, поворачивая рычаги в первоначальное положение, отталкивают цель; после этого можно сразу же производить повторную стыковку. Стыковка при помощи такого механизма осуществляется в очень широком диапазоне начальных условий; аппараты выравниваются точно, а кинетическая энергия рассеивается амортизирующими стойками и пружинами крюков.

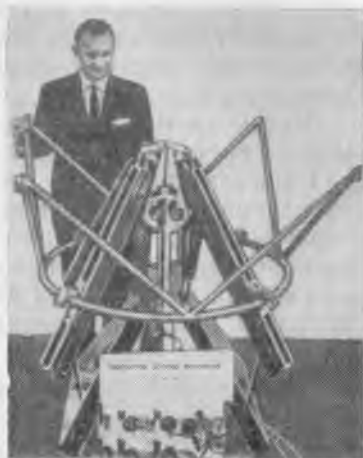


Рис. 4.11. Опытный образец стыковочного механизма с кольцом и качающимися рычагами

В литературе имеются описания самых разнообразных соединительных и стыковочных механизмов, предназначенных для стыковки как отдельных блоков орбитальных объектов, так и целых космических кораблей (см. [5, 16, 17, 33, 37, 48, 55]).

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТЫКОВКИ

Несмотря на сложность процессов, происходящих во время стыковки космических аппаратов, неоднократно предпринимались попытки провести аналитические исследования для получения числовых результатов (см. [22, 24, 43, 51]). Для этого обычно принимали более или менее справедливые допущения, позволяющие упростить анализ (движение в постоянной плоскости, отсутствие трения и внешних сил, упрощенное представление демпферов и пружин и т. д.).

Первый контакт стыкуемых аппаратов можно считать происходящим импульсно (удар), т. е. полагать, что в момент контакта при неизменных относительных положениях и ориентации линейные и угловые скорости изменяются мгновенно. Последующее относительное движение перехватчика и цели с сохранением контакта можно разложить на поступательное и вращательное, что позволяет исследовать относительные положения аппаратов, а также действующие на них силы и моменты. В результате сра-

батывания замков, которое также считается происходящим мгновенно, система из двух аппаратов превращается в одну жесткую систему. Путем решения соответствующих уравнений движения можно определить линейную и угловую скорости общей системы. Обычно каждая математическая модель, описывающая такую схему соединения, соответствует определенному варианту стыкового механизма и, несмотря на это, всегда достаточно сложна.

Рассмотрим в качестве примера простейшую (одномерную) модель системы с двумя степенями свободы. Пусть два аппарата с массами m_1 и m_2 движутся навстречу друг другу. Обозначим их перемещения относительно некоторой фиксированной точки через x_1 и x_2 , а скорости — через \dot{x}_1 и \dot{x}_2 . Будем считать, что между аппаратами для поглощения энергии соударения расположена система амортизации из пружины и демпфера. Сила реакции пружины пропорциональна относительному перемещению масс и равна

$$F_{\text{пр}} = k_{\text{пр}}(x_2 - x_1), \quad (4.5)$$

где $k_{\text{пр}}$ — коэффициент жесткости пружины. (Здесь и далее силами трения пренебрегаем). Реакция демпфера зависит от его конструкции; в случае жидкостного демпфера с постоянной площадью перепускного отверстия реакция пропорциональна квадрату относительной скорости:

$$F_{\text{д}} = k_{\text{д}}(\dot{x}_2 - \dot{x}_1)^2. \quad (4.6)$$

Здесь $k_{\text{д}}$ — коэффициент демпфирования.

После амортизации удара аппараты отскакивают друг от друга, причем скорость обратного движения может составлять значительную часть скорости соударения. В этом случае, если непосредственно в момент контакта механическая связь между аппаратами не устанавливается, отскакивание аппаратов может значительно затруднить стыковку.

Пользуясь уравнениями (4.5) и (4.6), запишем уравнения движения для модели с двумя степенями свободы:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 &= k_{\text{пр}}(x_2 - x_1) \pm k_{\text{д}}(\dot{x}_2 - \dot{x}_1)^2, \\ m_2 \ddot{x}_2 &= k_{\text{пр}}(x_2 - x_1) \mp k_{\text{д}}(\dot{x}_2 - \dot{x}_1)^2. \end{aligned} \quad (4.7)$$

Верхний знак в уравнениях (4.7) относится к прямому, а нижний — к обратному ходу. Система уравнений (4.7) не решается в квадратурах и ее приходится интегрировать численно. Интегрирование уравнений движения (4.7) показывает, что при увеличении $k_{\text{д}}$ и уменьшении $k_{\text{пр}}$ скорость отскакивания уменьшается. Однако увеличение коэффициента $k_{\text{д}}$ вызывает возрастание нагрузки на аппараты, а уменьшение $k_{\text{пр}}$ может затруднить разъединение аппаратов после стыковки и обычно связано с чрез-

мерным увеличением длины хода подвижного стыковочного узла. Чтобы разрешить это противоречие, можно пользоваться демпферами с переменной площадью перепускного отверстия и, следовательно, с переменной величиной коэффициента k_d . Для этого достаточно применить калибровочный штифт со специальным профилем, который, проходя через отверстие, будет изменять его площадь в зависимости от перемещения штока демпфера. Профиль штифта подбирают в соответствии с заданным законом изменения коэффициента k_d . Например, для того чтобы сила, действующая на аппарат, была постоянной, изменение коэффициента k_d в зависимости от перемещения (относительной координаты $x_2 - x_1$) должно определяться выражением:

$$k_d = \frac{F - k_{np}(x_2 - x_1)}{V_0^2 + 2(a_2 - a_1)(x_2 - x_1)}, \quad (4.8)$$

где F — заданная величина силы, действующей на аппараты в процессе стыковки;

a_1, a_2 — ускорения, равные

$$a_1 = \frac{F}{m_1}, \quad a_2 = \frac{-F}{m_2};$$

V_0 — скорость в момент первого контакта.

Характеристики системы амортизации можно улучшить, пользуясь комбинацией жесткой пружины с демпфером, площадь перепускного отверстия которого изменяется скачкообразно от прямого хода к обратному. Практически такой демпфер состоит из шарика с пружинкой, который при обратном ходе закрывает основное перепускное отверстие и заставляет амортизационную жидкость перетекать обратно через дополнительное малое отверстие. Таким образом, скорость отскакивания будет зависеть от площади дополнительного перепускного отверстия и ее можно довести до малой величины. Коэффициент жесткости пружины k_{np} должен быть достаточно большим, чтобы обеспечить почти постоянное значение силы взаимодействия F во время прямого хода. Такая система амортизации используется в стыковочном механизме комплекса «Джемини—Аджена» [12, 38].

Если вместо гидравлического используется пневматический демпфер, то уравнения относительного движения с двумя степенями свободы принимают вид:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 &= k_{np}(x_2 - x_1) \pm k_d(\dot{x}_2 - \dot{x}_1), \\ m_2 \ddot{x}_2 &= -k_{np}(x_2 - x_1) \mp k_d(\dot{x}_2 - \dot{x}_1). \end{aligned} \quad (4.9)$$

Уравнения (4.9) в отличие от уравнений (4.7) интегрируются в квадратурах. Например, для прямого хода первого аппарата (массы m_1) получим:

$$\begin{aligned}x_1 &= C_1 + C_2 t + C_3 e^{\lambda_1 t} + C_4 e^{\lambda_2 t}, \\ \dot{x}_1 &= C_2 + C_3 \lambda_1 e^{\lambda_1 t} + C_4 \lambda_2 e^{\lambda_2 t}, \\ \ddot{x}_1 &= C_3 \lambda_1^2 e^{\lambda_1 t} + C_4 \lambda_2^2 e^{\lambda_2 t}.\end{aligned}$$

Здесь C_i ($i=1, \dots, 4$) — постоянные интегрирования, зависящие от начальных условий; λ_1 и λ_2 — корни характеристического уравнения

$$\lambda_{1,2} = \frac{-k_d (m_1 + m_2) \pm \sqrt{k_d^2 (m_1 + m_2)^2 - 4k_p m_1 m_2 (m_1 + m_2)}}{2m_1 m_2}.$$

Двумерную математическую модель процесса стыковки можно использовать для предварительной оценки характеристик системы амортизации стыковочного механизма. Для более точного анализа следует применять математическую модель с большим числом степеней свободы. Так, для отработки стыковочного механизма аппаратов «Джемини» и «Аджена» использовалась восьмимерная математическая модель относительного движения в плоскости тангажа (вертикальной плоскости) [12]. При составлении модели были приняты допущения, в частности, оба стыкуемых аппарата считались абсолютно жесткими, а силами трения в демпферах и в точках касания аппаратов пренебрегали. Движение в такой модели описывается при помощи модифицированных уравнений. Лагранжа, куда входят следующие обобщенные координаты (рис. 4.12):

- q_1, q_2 — координаты центра масс цели;
- q_3 — угол между продольной осью цели и осью x_1 ;
- q_4 — угол между продольной осью перехватчика и продольной осью цели;
- q_5 — координата, определяющая положение перехватчика относительно плоскости основания стыковочного конуса подвижного узла стыковочного механизма;
- q_6 — угол поворота плоскости основания стыковочного конуса относительно цели;
- q_7 — координата, определяющая положение точки соединения нижнего продольного демпфера со стыковочным конусом относительно цели;
- q_8 — угол поворота нижнего продольного демпфера.

Уравнения движения могут быть решены только при помощи ЦВМ и тем не менее даже такая довольно сложная модель не может полностью отразить всю картину явлений, возникающих

при стыковке. Поэтому процесс проектирования стыковочного механизма, так же как и системы управления причаливанием,

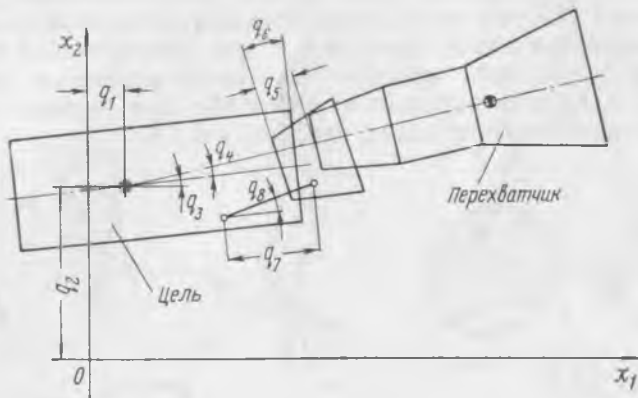


Рис. 4. 12. Обобщенные координаты для математического моделирования стыковки аппаратов «Джемини» и «Аджена»

должен неизбежно завершаться физическим моделированием, т. е. воспроизведением причаливания и стыковки с участием реальных механизмов и систем или их макетов.

СТЫКОВКА ПРИ БОЛЬШИХ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ

Все рассмотренные выше стыковочные механизмы предназначались для работы при малых относительных скоростях или скоростях сближения ($D \ll 0,5$ м/сек). Однако можно представить себе обстоятельства, когда относительную скорость нельзя довести до малых значений. Стыковка при заведомо больших скоростях сближения позволит уменьшить требования к системе управления сближением и причаливанием (или даже вообще исключить один из этих этапов), расширить окна запуска перехватчика и снизить расход топлива на орбитальные маневры. Один из методов такой стыковки заключается в том, что на выносной штанге одного из космических аппаратов устанавливается специальная сеть или какое-либо другое захватывающее устройство, которое соединено с аппаратом достаточно прочным и длинным тросом, связанным с лебедкой. Предположим, что захватывающее устройство установлено на цели. Перед стыковкой перехватчик соответствующим образом ориентируется и, пролетая мимо цели, зацепляется за захватывающее устройство. После захвата относительная кинетическая энергия рассеивается путем травления связывающего троса специальной лебедкой с тормозным барабаном. Затем, после гашения относительной скорости, перехватчик на тросе подтягивается к цели и стыкуется с ней, а сеть разворачивается в прежнее положение при помощи дистан-

ционных манипуляторов. Характеристики существующих фрикционных, или гидродинамических лебедок вполне удовлетворительны для рассеивания энергии при такой операции. Расчеты показывают [53], что этот метод позволит осуществлять стыковку с аппаратами весом порядка 5 т при относительной скорости около 50 м/сек, если лебедка обеспечит торможение примерно 5 м/сек². Принцип выполнения стыковки при больших относительных скоростях пояснен на рис. 4. 13 и 4. 14.

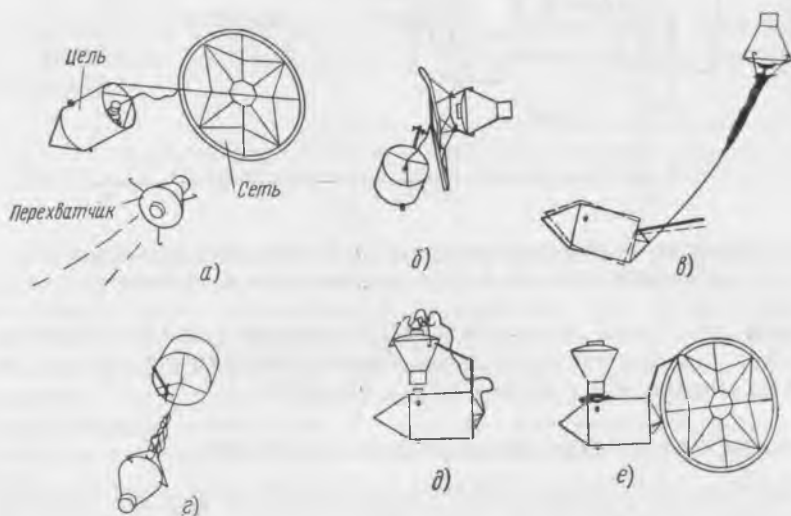


Рис. 4.13. Встреча с захватом при больших относительных скоростях:

a—перехватчик приближается к цели, на которой развернута сеть; *б*—перехватчик зацепился за сеть; *в*—тормозной трос разматывается; *г*—аппараты подтягиваются друг к другу; *д*—перехватчик располагается против шлюза на цели; *е*—аппараты состыкованы, захватывающая сеть вновь расправляется при помощи дистанционных манипуляторов

Следует учитывать, что при стыковке на больших относительных скоростях орбита цели будет испытывать некоторые возмущения, которые, возможно, придется затем компенсировать. Кроме того, цели, вес которых сравним с весом перехватчика, будут при захвате испытывать угловые возмущения. Пусть, например, производится торможение перехватчика (рис. 4. 15). Весом троса в первом приближении можно, очевидно, пренебречь. Если трос натягивается с силой F , то момент, действующий на цель, будет равен $Fd \cos \alpha$ и угловое движение цели будет описываться уравнением

$$I\ddot{\beta} = Fd \cos \alpha, \quad (4.10)$$

где I — момент инерции цели, а углы α и β показаны на рис. 4. 15.

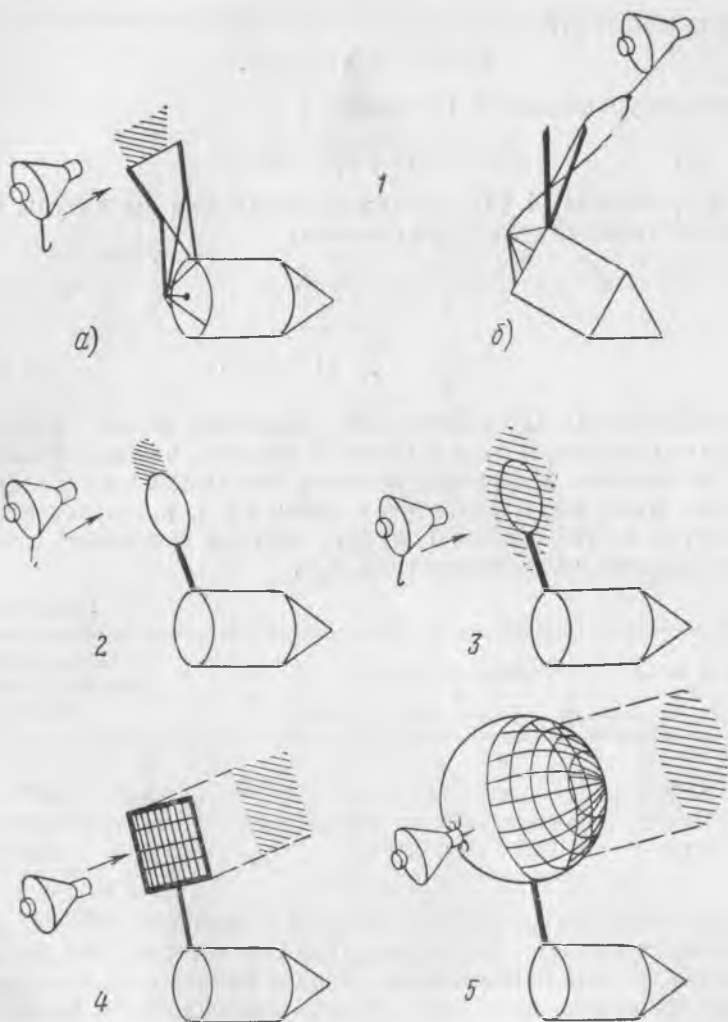


Рис. 4.14. Схемы захватывающих приспособлений (заштрихованная область соответствует размерам захватываемого аппарата):

1—захватывающая система из стержневых элементов (а—перехватчик приближается, б—перехватчик зацепился за стержневую систему); 2—захватывающая система из кольцевых элементов; 3—кольцевая ловушка; 4—прямоугольная сеть на штангах; 5—пространственная сеть на баллоне

Учитывая, что

$$\alpha = 90^\circ - \beta - \arcsin \frac{d \sin \beta}{s},$$

или, для малых углов,

$$\alpha = 90^\circ - \beta(1 + d/s),$$

перепишем уравнение (4. 10) в виде

$$I\ddot{\beta} - Fd(1 + d/s)\beta = 0. \quad (4.11)$$

Решив уравнение (4. 11), найдем формулы для амплитуды и частоты собственных колебаний системы:

$$\beta = \beta_0 \cos \omega t, \quad (4.12)$$

где

$$\omega = \sqrt{\frac{Fd}{I} (1 + d/s)}. \quad (4.13)$$

Из выражения (4. 13) для частоты колебаний видно, как нужно выбирать параметры цели и системы захвата, чтобы эта частота была небольшой. Например, полагая, что отношение d/s пренебрежимо мало, вес перехватчика равен 4,5 т, а торможение составляет 5 м/сек², можно получить частоты колебаний для нескольких целей, указанные в табл. 4. 2.

Таблица 4.2

Вес цели кг	Радиус инерции м	d м	Частота собственных колебаний рад/сек
4540	1,07	3,0	3,60
9100	1,36	4,5	2,46
27700	1,84	9,2	1,63

С колебаниями цели и перехватчика в процессе стыковки можно бороться разными способами. При соответствующей ориентации перехватчика относительно цели в начале стыковки можно вообще избежать колебаний. Можно демпфировать колебания, прикладывая тягу двигателей одного или обоих аппаратов пропорционально угловой скорости колебаний β , чтобы изменять натяжение троса. Аналогичный эффект достигается при помощи лебедки, если травить трос так, чтобы тормозное усилие было пропорционально величине β . Результаты применения разных способов демпфирования колебаний, заимствованные из работы [53], приведены на рис. 4. 16. Конечно, чем эффективнее метод демпфирования колебаний, тем большие весовые затраты потребуются.

Задача стыковки осложняется еще более, если целью является вращающаяся орбитальная станция. Встреча и стыковка при больших относительных скоростях вызовут прецессию станции, причем наибольшая прецессия будет в случае, когда вектор отно-



Рис. 4. 15. Схема возникновения колебаний вокруг центра масс цели после встречи с захватом:

A—точка крепления тормозного троса к захватывающему устройству; *B*—направляющий ролик тормозного троса; *C*—центр масс цели; $AB=s$; $BC=d$; $\alpha < 90^\circ$

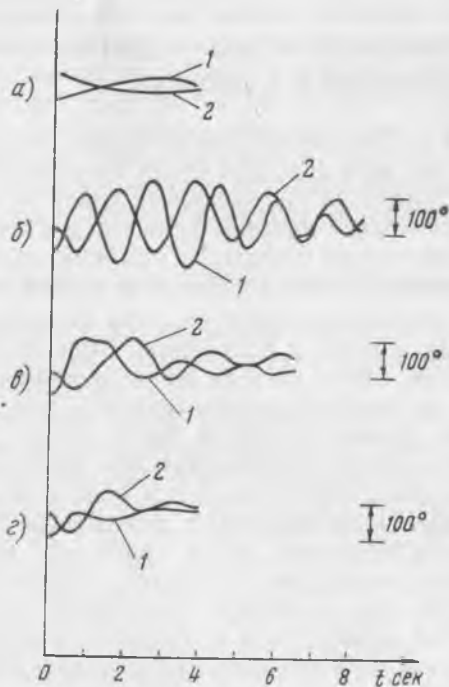


Рис. 4. 16. Колебания стыкуемых аппаратов вокруг центров масс после встречи с захватом:

a—исходная начальная ориентация перехватчика относительно цели; *b*—большое начальное рассогласование осей перехватчика и цели; *c*—применение лебедки для демпфирования колебаний; *d*—применение двигателей для демпфирования колебаний
1—перехватчик; 2—цель

сительной скорости нормален к оси вращения. Так, например, если тороидальная станция радиусом 23 м и весом 78 т, вращающаяся со скоростью 0,462 рад/сек, осуществляет захват аппарата весом 4,5 т и торможение его с ускорением $0,5g_0$ (точка крепления троса отстоит от центра станции на 7,5 м), то угловая скорость прецессии составит $\sim 0,015$ рад/сек.

Из сказанного достаточно очевидно, что при планировании стыковки на больших относительных скоростях возникают серьезные проблемы, которые необходимо разрешить, прежде чем приступить к практической реализации такой стыковки.

4. ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИЧАЛИВАНИЯ И СТЫКОВКИ

Для исследования причаливания и стыковки широко используются методы моделирования. Моделирующие установки можно подразделить на три основных типа: 1) цифровые и аналоговые вычислительные машины (для математического моделирования), 2) механические стенды, 3) комбинированные стенды (сочетание механического стенда с вычислительной машиной).

Наибольшее распространение математическое моделирование получило в связи с появлением быстродействующих ЦВМ. К недостаткам такого метода моделирования следует отнести невозможность полного математического описания реального оборудования. Очень трудно, а часто просто невозможно получить правдоподобную математическую модель различного рода чувствительных элементов и, тем более, человека-оператора. Математическое моделирование применяется на предварительных этапах проектирования, когда требуется приближенное сравнение большого количества вариантов. Стоимость моделирования невелика; оно дает возможность довольно быстро переходить от одних типов аппаратов и механизмов к другим, а также без труда получать и обрабатывать необходимую информацию.

Механические и комбинированные стенды для физического моделирования позволяют с достаточной степенью достоверности изучить как отдельные элементы, так и весь сложный процесс стыковки. В круг вопросов, анализ которых проводится при помощи физического моделирования, входят динамика причаливания, работа реальной системы управления и чувствительных элементов, участие космонавта в управлении, динамика стыковки, нагрузки на узлы стыковочного механизма и пр. В настоящее время в США насчитывается более десяти стендов для физического моделирования стыковки [3, 15, 36, 42], которые отличаются друг от друга размерами, применяемым оборудованием, количеством воспроизводимых этапов и качеством их воспроизведения.

Механические стенды используются довольно редко и только для оценки таких динамических систем, как стыковочные механизмы. На таких стендах можно исследовать различные стыковочные механизмы при сравнительно невысокой стоимости моделирования и частично учитывать характеристики некоторых реальных измерительных устройств. Общую информацию о ка-

честве стыковки получить нетрудно, но для выделения определенных числовых результатов нужно применять дополнительное вычислительное оборудование. При таком моделировании человек в качестве звена системы управления обычно не участвует.

Комбинированные стенды сочетают в себе достоинства механических стендов и вычислительных машин. Принцип комбинированного моделирования не нов, он применялся и ранее (например, в авиации) для анализа работы сложных динамических систем и для тренировки пилотов. Комбинированные стенды при соответствующей разработке могут отвечать всем необходимым требованиям. Основное их преимущество в том, что они могут работать с реальным оборудованием, основной недостаток — высокая стоимость; особенно велики капитальные вложения.

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К МОДЕЛИРУЮЩИМ СТЕНДАМ

Основные требования, предъявляемые к стендам для физического моделирования причаливания и стыковки, можно сформулировать следующим образом.

1. Приспособляемость к моделированию разных космических аппаратов. Такая универсальность стенда важна даже в том случае, когда он предназначен для отработки причаливания и стыковки одного определенного аппарата, так как в процессе разработки проекты аппарата и его систем могут быть пересмотрены и модифицированы. Кроме того, всегда следует учитывать возможность перехода к дальнейшим программам, которые часто развиваются на основе предшествующих (например, программы «Меркурий» — «Джемини» — «Аполлон» — «Аполло Аппликация»). Наиболее важными характеристиками аппарата, возможность изменения которых при переходе к следующей программе нужно учитывать, являются: масса, размеры, форма, моменты инерции, положение центра масс, расположение стыковочного механизма, параметры систем наведения и управления ориентацией и т. д.

2. Приспособляемость к моделированию разных стыковочных механизмов. Уже в настоящее время исследовано довольно большое количество типов стыковочных механизмов, которое, по-видимому, будет возрастать. Даже в случае создания универсального механизма следует учитывать неизбежные его модификации.

3. Возможность участия человека в моделировании. Как явствует из существующих проектов, при некоторых космических операциях космонавтам будет принадлежать важная роль в управлении причаливанием. При участии в моделировании человека (часто находящегося в подвижной части стенда) следует обеспечить его безопасность во время моделирования. Для этого необходимы защитные и предохранительные устройства, которые при возникновении недопустимых усилий взаимодействия отдель-

ных узлов или их чрезмерно большом перемещении позволяли бы макету одного из моделируемых аппаратов (перехватчика или цели) свободно смещаться, с одновременным отключением всего процесса моделирования во избежание разрушения аппаратов. Участие человека в моделировании в силу вероятностной природы его поведения связано также с необходимостью многократных повторных проб и экспериментов.

4. Малые финансовые затраты как капитальные, так и текущие (эксплуатационные).

5. Возможность применения реального измерительного оборудования и оценки качества его работы. Для обеспечения такой возможности обычно требуются большие дополнительные расходы. Тем не менее использование реальной аппаратуры при моделировании очень важно, так как это может оказать большое влияние на качество выполнения стыковки в космических условиях. Моделирование с применением реального оборудования часто является единственным средством определения характеристик всей космической системы, так как многие ее свойства (спектр шумов, нелинейность и т. д.) с большим трудом поддаются математическому описанию. То же относится и к моделированию ручного управления с использованием визуальной информации (например, визирование через иллюминатор) при помощи имитаторов внешнего обзора.

6. Возможность получения подробной информации о ходе и результатах моделирования. Это требование сводится к измерению параметров относительного движения, нагрузок на взаимодействующие узлы и т. д., а также к достаточно точной и быстрой обработке информации при помощи вычислительного оборудования. Часть информации должна не только регистрироваться и обрабатываться, но и использоваться для управления имитирующим оборудованием (например, усилия, измеряемые тензодатчиками при стыковке, должны поступать на вычислительное устройство для численного моделирования реакции стыкуемых аппаратов). Другая часть информации непосредственно или в преобразованном виде должна подаваться на визуальные индикаторы макета кабины или на имитаторы внешнего обзора.

7. Максимальное правдоподобие моделирования. Для этого нужно воспроизводить по возможности все параметры аппаратов, например нагрев и электрические потенциалы, упругость стыковочных механизмов и т. д. Правдоподобие моделирования особенно важно для правильной оценки общей рабочей нагрузки пилота. Но для этого недостаточно установить на приборной доске только те индикаторы и органы управления, которые имеют отношение к стыковке, а желательно установить все приборы и воспроизвести общую обстановку полета, так как многие, казалось бы, незаметные факторы могут оказать большое влияние на результаты моделирования. В этой связи наиболее желательно

так называемое «сквозное моделирование», когда последовательно и без перерывов воспроизводят несколько этапов космического полета.

МЕХАНИЧЕСКИЕ МОДЕЛИРУЮЩИЕ СТЕНДЫ

Как уже говорилось выше, такие стенды имеют ограниченное применение, так как они не дают возможности полностью изучить этап стыковки. Тем не менее для исследования стыковочных механизмов механическое моделирование может быть полезным. Конструкции некоторых механических стендов описаны в работах [12, 34, 38]. Один из таких стендов был использован для отработки стыковочного механизма аппаратов «Джемини»—«Аджена» (рис. 4.17). Он состоит из моделей стыкуемых аппаратов в $\frac{1}{4}$ натуральной величины, подвешенных на системе тросов. Сохранение динамического подобия обеспечивалось использованием следующих масштабных коэффициентов для основных величин: длина $\frac{1}{4}$; время $\frac{1}{4}$; масса $\frac{1}{100}$.

Для производных величин соответствующие коэффициенты подобия следует выводить из перечисленных выше. При моделировании точно воспроизводились трехмерные инерционные характеристики каждого аппарата. Стыковочный механизм и система амортизации были воспроизведены довольно подробно. Поверхность подвижного стыковочного конуса модели «Аджена» была покрыта слоем сухой смазки, а ведущая кромка носового отсека модели корабля «Джемини» — фибerglassом, что соответствовало реальным условиям.

Каждая модель была установлена на трехосном карданном подвесе, который, в свою очередь, был подвешен на девятиметровом тросе через специальный непружинящий механизм. Таким образом, при небольших перемещениях моделей этот стенд позволял воспроизводить все степени свободы, свойственные процессу стыковки.

Механический моделирующий стенд фирмы Боинг [43] состоит из динамически подобных моделей двух типичных космических аппаратов, которые перемещаются на воздушных подушках по поверхности горизонтальной плиты. Гранитная поверхность плиты тщательно обработана. Для создания скорости сближения используется пневматическое толкающее устройство; скорость и

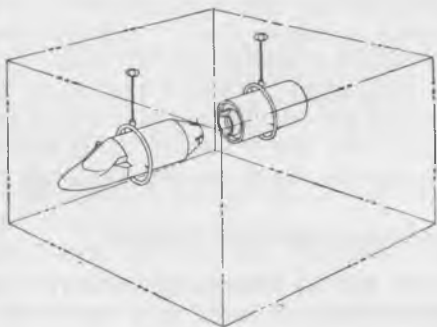


Рис. 4.17. Механический моделирующий стенд для отработки стыковочного механизма аппаратов «Джемини» и «Аджена»

ускорение в процессе стыковки измеряются специальными приборами. На каждой модели имеется цилиндр, подающий сжатый воздух к основанию модели для создания воздушной подушки. Воздушный зазор между основаниями моделей и поверхностью плиты обеспечивает полную свободу перемещения моделей с минимальным коэффициентом трения. Меньшая модель аппарата (перехватчика) обладает тремя угловыми степенями свободы, так как установлена на сферическом воздушном подшипнике. Большая модель (цели) может поворачиваться относительно продольной оси. На каждой модели установлены акселерометры, соединенные гибкими проводниками со шлейфовым осциллографом. Подвижный узел стыковочного механизма (плавающий конус) смонтирован на большей модели. Неподвижным узлом механизма служит носовая часть модели перехватчика. Для сохранения динамического подобия были выбраны следующие масштабные коэффициенты: длина 1/8, масса 1/250, время 1/10. Моделирование процесса стыковки, проведенное при помощи механического стенда с аппаратами на воздушных подушках, показало, что такой способ исследования вполне применим для экспериментальной оценки характеристик стыковочных механизмов.

КОМБИНИРОВАННЫЕ СТЕНДЫ

В состав комбинированного стенда обычно входят модель перехватчика, модель или имитатор цели, имитатор внешнего обзора, вычислительное оборудование, распределительные устройства и каналы связи между элементами стенда.

Модель перехватчика может быть подвижной или неподвижной, в соответствии с чем стенд называется «стендом с подвижным основанием» или «стендом с неподвижным основанием». Более широкая классификация моделей перехватчика учитывает располагаемое число степеней свободы (от нуля до шести). Модель перехватчика обычно представляет собой макет кабины космического корабля с как можно более детальным воспроизведением реальной обстановки внутри кабины.

Принцип моделирования цели зависит от общей задачи моделирования при помощи стенда. В тех случаях, когда моделируются и причаливание и стыковка, стенд включает подвижную модель (макет) цели, которую пилот, участвующий в моделировании, видит непосредственно через иллюминатор и с которой он производит стыковку (или, по крайней мере, осуществляет физический контакт между макетами перехватчика и цели). Если же моделируется только причаливание, которое заканчивается на некотором расстоянии от цели, то в этом случае обычно предпочитают изображать цель на экране, который одновременно используется для воспроизведения внешней обстановки (звездного фона, Луны, горизонта Земли и т. д.). При этом часто используется также макет цели, но тогда изображение макета переда-

ется на экран при помощи телевизионной системы, где его наблюдает космонавт; в этом случае часть степеней свободы имитируемой цели обеспечивается подвижностью телекамеры.

Суммарное число степеней свободы моделей (имитаторов) перехватчика и цели называется *числом степеней свободы моделирующего стенда*. Назначение имитатора внешнего обзора в том, чтобы обеспечить правдоподобное воспроизведение обстановки, которую может наблюдать космонавт через иллюминатор или какое-либо оптическое устройство (визир, перископ, секстант и т. д.). Имитатор внешнего обзора воспроизводит изображения небесной сферы со звездами, Солнца, планет, Луны, Земли и иногда цели. (На некоторых стендах имитатора внешнего обзора нет). Для создания изображений могут использоваться кинопроекторы, телевизионные проекторы и телекамеры, оптико-механические устройства и пр.

В состав вычислительного оборудования входит цифровая или аналоговая машина, или же аналого-цифровой вычислительный комплекс, состоящий из цифровой и аналоговой машин и системы преобразователей «цифра—напряжение» и «напряжение—цифра».

В качестве иллюстрации рассмотрим несколько существующих комбинированных стендов*.

Стенд фирмы Боинг с подвижным основанием построен для проведения исследований по программе «Аполлон». Процесс соединения на этом стенде не воспроизводился — моделирование выполнялось до момента физического контакта стыкуемых аппаратов. В задачу моделирования входило главным образом исследование причаливания. Требовалось определить величину поля зрения иллюминатора, потребные величины линейных и угловых ускорений от тяги управляющих двигателей, наилучшее расположение двигателей, их режим работы и переходные характеристики системы управления, минимально необходимое число степеней свободы при управлении (двух- или трехстепенные ручки управления), необходимость стабилизации по углу крена, качество ручного управления и критерии его оценки и пр.

Стенд имеет шесть степеней свободы и состоит из двух основных частей — модели перехватчика с тремя угловыми степенями свободы и модели цели с тремя линейными степенями свободы (рис. 4.18). Стыковочный механизм моделируется при помощи кольца на макете кабины перехватчика и вводного конического узла на макете цели. В момент физического контакта моделирование прекращается и качество причаливания оценивается по относительным положению и скорости кольца и конуса. Модель перехватчика вследствие наличия воздушного подшипника обеспечивает правдоподобное (почти без трения) воспроизведение движения перехватчика вокруг центра масс. Конструктивные ог-

* См. [4, 7, 11, 14, 18, 23, 25, 26, 32, 35, 40, 41, 45, 46].

раничения допускают поворот на $\pm 30^\circ$ вокруг осей крена и тангажа. Моделирование линейных относительных перемещений во время причаливания обеспечивается подвеской макета цели на двухбалочном мостовом кране, допускающем три степени свободы поступательного движения груза.

Угловыми перемещениями макета перехватчика космонавт управляет посредством правой трехступенной ручки, сигналы от

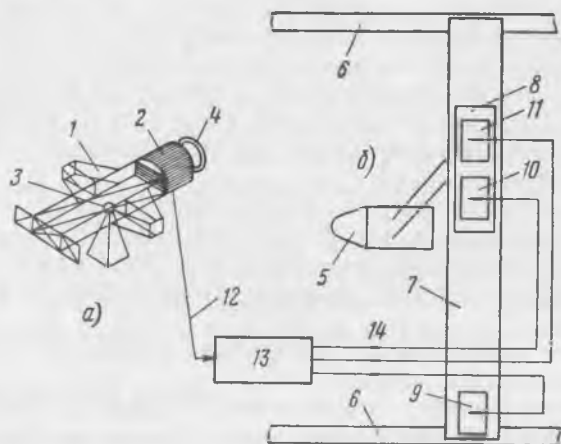


Рис. 4. 18. Схема комбинированного стенда фирмы Боинг:

а—моделирование управления ориентаций; *б*—моделирование относительного движения центров масс
 1—модель перехватчика; 2—макет кабины перехватчика; 3—воздушный подшипник; 4—стыковочное кольцо; 5—модель цели со стыковочным конусом; 6—балки мостового крана; 7—мост; 8—тележка с подъемным механизмом; 9—электродвигатель для перемещения моста; 10—электродвигатель для перемещения тележки; 11—электродвигатель для подъема модели цели; 12—сигналы от тумблера и отклонений ручки управления; 13—вычислительное устройство; 14—сигналы управления перемещениями модели цели

которой через вычислительное устройство поступают на струйные рули макета кабины, работающие на сжатом воздухе. Располагаемое угловое ускорение составляло около $1^\circ/\text{сек}^2$ по каждой из осей. На стенде моделировалась система управления ориентацией, блок-схема которой приведена на рис. 4. 2.

Управление относительными линейными перемещениями макета цели происходит следующим образом: сигналы от левой двухступенной ручки (боковое и вертикальное перемещение) и тумблера (продольное перемещение) поступают в вычислительное устройство, которое, решая уравнения относительного движения перехватчика, вырабатывает сигналы, управляющие перемещениями крана с макетом цели. Разности между командны-

ми и фактическими значениями скоростей движения макета цели служат рассогласованиями для следящих электроприводов.

Среднеквадратичная ошибка обработки командных скоростей составляет $0,015$ м/сек, а время запаздывания — несколько десятых секунды. Располагаемые линейные ускорения по всем трем осям можно выбирать из трех значений: $0,15$; $0,075$ и $0,03$ м/сек².

В макете перехватчика установлено несколько индикаторов, облегчающих процесс управления: двухосевой шар-индикатор ориентации по углу крена и углу тангажа, индикатор угла рысканья и три индикатора угловых скоростей. Иллюминатор, центр которого совпадает с центром стыковочного кольца, позволяет наблюдать за причаливанием. Исследовалось два размера поля зрения иллюминатора: $32 \times 16^\circ$ и $20 \times 10^\circ$.

На стенде можно проводить исследование причаливания для следующих максимальных значений начальных относительных координат: дальность $22,5$ м; боковое отклонение ± 6 м; вертикальное отклонение $\pm 2,5$ м.

Стенд с пятью степенями свободы фирмы Джeneral Электрик был построен также для моделирования причаливания. Максимальная начальная дальность моделируемого процесса составляла 45 м. Модель стыковочного механизма не предусмотрена. Подвижную часть стенда представляет модель перехватчика — кабина диаметром $1,8$ м, которая может поворачиваться относительно всех трех осей на $\pm 360^\circ$ на шариковых и роликовых подшипниках (3 угловые степени свободы) и перемещаться в горизонтальной плоскости на воздушной подушке (две линейные степени свободы).

В кабине помещаются два человека (стыковкой управляет один). Подача в кабину электропитания, сигналов дистанционного управления и сигналов на индикаторы осуществляется через контактные кольца на обоймах подвески и на продольном валу. Стенд предназначен для моделирования причаливания перехватчика, управление ориентацией которого выполняется трехстепенной ручкой; сигналы с ручки поступают на электроклапаны, открывающие доступ сжатому азоту к газореактивным соплам. Такие же сопла используются для горизонтальных перемещений (по четыре сопла для движения вперед и назад и по два — вправо и влево). Располагаемые угловые ускорения составляют $4^\circ/\text{сек}^2$ по оси тангажа и крена и $6^\circ/\text{сек}^2$ по оси рысканья. При горизонтальном движении перемещения вперед и назад осуществляются с ускорением $0,27$ м/сек², а влево и вправо — с ускорением $0,09$ м/сек². Уровень тяги можно изменять, меняя сопловые насадки и давление подводимого азота.

Для моделирования дистанционного управления движением перехватчика все органы управления дублированы на отдельной выносной (неподвижной) панели; там же размещен телевизионный экран, на котором воспроизводится изображение цели. Для создания шестой степени свободы (вертикального перемещения)

можно использовать движение цели, которая имитируется си-луэтом на полупрозрачном экране. Проектор цели установлен на подвижной платформе с электронным управлением.

Стенд с шестью степенями свободы фирмы Мартин—Марьетта позволяет моделировать весь процесс причаливания и стыков-ки. В него входит аналоговая вычислительная машина, на ко-торой решаются уравнения динамики и кинематики относитель-ного движения, а также формируются управляющие сигналы, поступающие на подвижные узлы стенда и пульт управления. Для записи результатов моделирования применяются шести- и восьмиканальные регистрирующие устройства и построители гра-фиков. Информация перед записью может обрабатываться вы-числительной машиной.

Механическая часть стенда состоит из двух устройств для установки оборудования — подвижного и неподвижного. Непод-вижное устройство, смонтированное на одной из стен стендового зала, служит для установки оборудования и механизмов, связан-ных с целью (имитатор цели). Стена, на которой закреплено не-подвижное устройство, покрыта специальным материалом, кото-рый уменьшает отражение радиолокационных сигналов. Цель имитируется трехметровым куполом с фланцем и стыковочным люком. На подвижном устройстве, обладающем шестью степе-нями свободы, размещены оборудование и механизмы перехватчи-ка (динамическая часть модели перехватчика). Все индикаторы и органы управления вынесены на отдельный пульт, распо-ложенный в неподвижном макете кабины (неподвижная часть мо-дели перехватчика). Рядом с этим пультом расположен пульт контроля за работой стенда, на котором помещены индикаторы положения подвижного устройства, аварийные сигнализаторы и панель задания начальных условий.

Линейные степени свободы подвижного устройства обеспечи-ваются набором ферменных конструкций и каретками, передви-гающимися по рельсам при помощи электродвигателей. Устрой-ство может перемещаться в продольном направлении на рассто-яние 21 м с максимальной скоростью 1 м/сек и максимальным ускорением 0,3 м/сек². В поперечном направлении обеспечива-ются максимальные значения перемещения ± 3 м, скорости 0,6 м/сек и ускорения 0,6 м/сек². Подвижное устройство переме-щается по вертикали с той же максимальной скоростью и уско-рением, что и в поперечном направлении.

Вращение подвижного устройства вокруг каждой из трех осей осуществляется с максимальным ускорением 0,2 рад/сек² и максимальной угловой скоростью 0,2 рад/сек. Углы поворота устройства ограничены пределами $\pm 0,75$ рад по углу рысканья, $\pm 0,3$ рад по углу тангажа и $\pm 1,0$ рад по углу крена.

Как уже было указано, управление причаливанием произво-дится с неподвижного пульта, помещенного в макете космиче-ской кабины. Между двумя креслами в кабине расположен теле-

визионный экран, который позволяет воспроизводить вид через иллюминатор; передающая телекамера установлена на неподвижном устройстве. Этот стенд был использован, например, для оценочных испытаний опытного образца стыковочного механизма, состоящего из качающихся рычагов и кольцевой конструкции (см. рис. 4. 11). Подвижный узел (качающиеся рычаги) был установлен на неподвижном устройстве, а кольцевая конструкция — на подвижном. Рычажный узел закреплен на неподвижном устройстве при помощи семи тяг с тензодатчиками, электрические сигналы с которых соответствуют проекциям сил и моментов в декартовой системе координат, связанной с неподвижным устройством. Эти сигналы поступают в вычислительную машину, где решается система уравнений движения 12-го порядка. На выходе машины формируются сигналы, управляющие следящими приводами подвижного устройства. В результате воспроизводится относительное движение двух аппаратов с определенными геометрическими и инерционными характеристиками.

В программу испытаний на стенде фирмы Мартин—Мариетта входили 96 экспериментов при 58 комбинациях начальных условий: скорость причаливания изменялась от 0,03 до 0,73 м/сек; боковая скорость — от 0 до $\pm 0,24$ м/сек; вертикальная скорость — от 0 до 0,12 м/сек; боковое смещение достигало 0,2 м; угловые рассогласования по всем трем осям изменялись в пределах $\pm 5,7^\circ$; угловые скорости — до $1,7^\circ$ в секунду. Начальные условия причаливания вводились в вычислительную машину, которая затем начинала управлять перемещением подвижного устройства вплоть до момента контакта узлов стыковочного механизма — кольца с рычагами. С момента контакта вычислительная машина решала уравнения движения, описывающие неуправляемое движение двух космических аппаратов. На стенде предусмотрено также сквозное моделирование, т. е. моделирование причаливания, контакта узлов и сразу же вслед за этим — работы стыковочного механизма.

Стенд с шестью степенями свободы фирмы Мак Доннелл Эйркрафт предназначен для отработки всех процессов, связанных со стыковкой, и для тренировки космонавтов. Стенд состоит из двух больших подвижных конструкций, позволяющих имитировать относительное перемещение перехватчика и цели, аналоговой вычислительной машины и панели управления. На одной из подвижных конструкций установлен полномасштабный макет кабины корабля «Джемини», на другой — макет стыковочного отсека ракеты «Аджена».

Карданная подвеска макета кабины корабля «Джемини», выполненная на воздушных подшипниках, обеспечивает три вращательные степени свободы. Относительные линейные перемещения космических аппаратов моделируются движением подвижных конструкций по трем взаимно ортогональным рельсовым путям при помощи гидравлической следящей системы. Перемещения в

местной горизонтальной плоскости xy моделируются движением конструкций с макетами аппаратов «Джеммини» и «Аджена» на воздушных подушках с зазором около 0,04 мм, причем вдоль оси y перемещается макет «Джеммини», а вдоль оси x — «Аджена». Вертикальное перемещение вдоль оси z выполняется макетом «Аджена». Сигналы с ручек управления кабины аппарата «Джеммини» поступают в аналоговую вычислительную машину, где решаются уравнения движения шестого порядка. На выходе машины формируются команды, управляющие следящими приводами подвижных конструкций. После начального контакта узлов стыковочного механизма измеряются силы и моменты, действующие на носовой отсек макета аппарата «Джеммини», при помощи системы тензодатчиков. Для большего правдоподобия моделирования воспроизведены все детали, попадающие в поле зрения космонавтов. Остальные предметы, не имеющие прямого отношения к операции стыковки, выкрашены черной краской и не видны.

Для оценки характеристик причаливания этой же фирмой проведено моделирование на другом стенде — с неподвижным основанием. В деревянный макет кабины корабля «Джеммини» с соответствующими индикаторами и органами управления помещали оператора, который управлял видимым относительным движением встречающихся аппаратов, для чего изображение движущейся цели воспроизводилось на телевизионном экране. Звездный фон имитировался специальным планетарием (сфера, содержащая около 200 линз). Сигналы с органов управления после введения запаздываний поступали в вычислительную машину для решения уравнений движений. Сигналы с выхода вычислительной машины управляли движением макета цели «Аджена» и поворотами передающей телекамеры.

Моделирование ручного управления причаливанием проводилось на стенде фирмы Спэйс Текнолоджи Лэборетри с неподвижным основанием. Навигационная информация состояла из радиолокационных данных с дальности до цели и скорости сближения. Кроме того, оператор видел изображение цели через макет перископа. При моделировании полагали, что на борту перехватчика имеется оптический визир (или телекамера), жестко связанный с его корпусом (рис. 4.19), а на стыковочной поверхности цели установлены три маркерные лампы, разнесенные по отношению друг к другу под углом 90° и позволяющие определить относительный угол крена. Выравнивание продольных осей осуществлялось по телевизионному изображению двух окружностей, соответствующих передней и задней поверхностям цилиндрической цели.

Для изучения возможности ручного управления причаливанием на селеноцентрической орбите при помощи только визуальной информации фирмой Норт Америкен Авиейшн был построен специализированный моделирующий стенд с подвижным основани-

ем. Все необходимые вычисления производились на аналоговой машине; проекционная система обеспечивала изображение цели. В кабине перехватчика размещались ручки управления и минимально необходимое количество индикаторов.

Научно-исследовательский центр им. Лэнгли NASA располагает двумя стендами, позволяющими моделировать стыковку на геоцентрической орбите аппаратов «Джемини—Аджена» и на селеноцентрической орбите командного и лунного экспедиционного отсеков корабля «Аполлон». Моделирующий стенд с под-

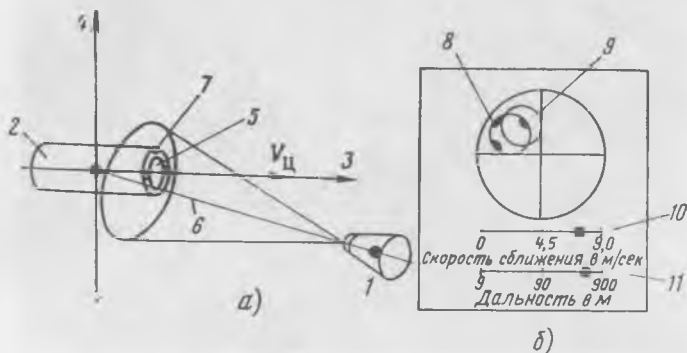


Рис. 4.19. Один из вариантов получения навигационной информации для ручного управления причаливанием:

а—геометрические соотношения; б—приборная доска пилота
 1—перехватчик; 2—цель; 3—продольная ось цели; 4—местная вертикаль; 5—стыковочная поверхность; 6—линия визирования цели; 7—одна из трех ламп для определения относительного угла крена; 8—изображение передней поверхности цели; 9—изображение задней поверхности цели; 10—индикатор скорости сближения; 11—индикатор относительной дальности

вижным основанием (рис. 4.20) состоит из макета перехватчика, установленного на гидравлической карданной системе, которая, в свою очередь, подвешена на восьми тросах к основной каретке, приводимой в движение электродвигателем. Основная каретка движется в продольном направлении, а вспомогательная — обеспечивает боковые перемещения. Тросы наматываются на барабан, установленный на вспомогательной каретке, и макет перехватчика совершает вертикальные перемещения. Длина и расположение тросов подобраны так, чтобы избежать раскачивания макета. Движением управляет пилот из макета перехватчика через аналоговую вычислительную машину. Полномасштабный макет цели подвешен неподвижно на тросах.

При моделировании причаливания корабля «Джемини» в центре им. Лэнгли использовали как подвижный полномасштабный стенд, так и стенд с неподвижным основанием (деревянный неподвижный макет корабля «Джемини» и сферический экран диаметром 6 м, на который при помощи телевизионного проек-

тора и подвижного зеркала проецируется изображение цели с тремя угловыми степенями свободы). Во всех случаях процесс моделирования заканчивался в момент первого контакта макета корабля «Джемини» со стыковочным конусом цели «Аджена».

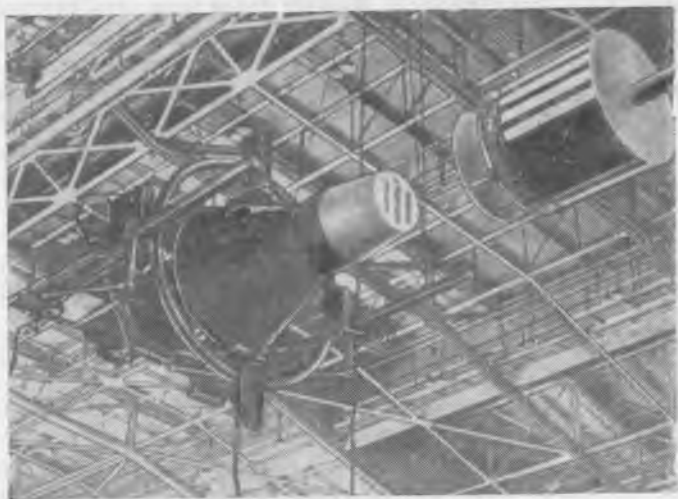


Рис. 4.20. Стенд для моделирования стыковки

Имитируемые предельные относительные перемещения составляют: 64 м в продольном направлении; 4,8 м в боковом и 14 м по вертикали. Максимальная скорость макета перехватчика в продольном направлении 6 м/сек, а ускорение—2,4 м/сек²; в боковом направлении — 1,2 м/сек и 1,2 м/сек²; в вертикальном направлении — 3 м/сек и 2,4 м/сек².

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ НА КОМБИНИРОВАННЫХ СТЕНДАХ

Комбинированные стенды применяются главным образом для моделирования процессов, связанных с ручным управлением причаливанием. Методика моделирования на различных стендах примерно одинакова: обеспечиваются некоторые начальные условия, которые считают типичными для причаливания, и оператор, прошедший предварительный инструктаж, управляет маневром, пользуясь имеющейся навигационной информацией. Причаливание считается законченным при выполнении некоторых заданных конечных условий (чаще всего конечная дальность до цели). Иногда вслед за этим моделируется работа стыковочных механизмов.

Рассмотрим некоторые результаты моделирования причаливания и стыковки на комбинированных стендах разных американских фирм.

При моделировании на стенде фирмы Боинг начальные относительные скорости для всех экспериментов принимались нулевыми, а начальная дальность составляла 24 м. Во время исследования причаливания было сделано 250 проб (экспериментов). Пилот мог управлять ориентацией и пространственными перемещениями перехватчика. Располагаемое число линейных степеней

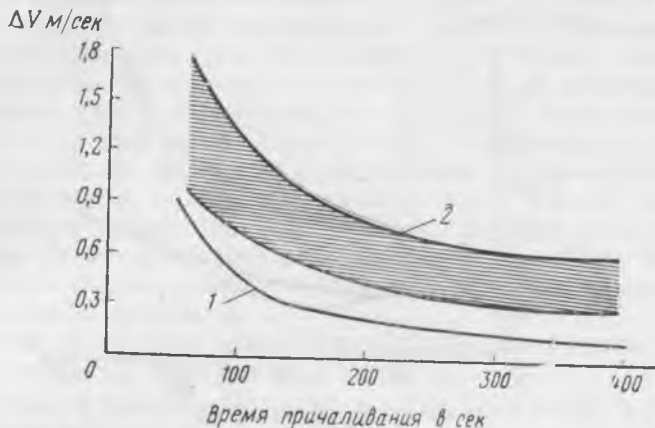


Рис. 4.21. Расход топлива (характеристической скорости) при ручном управлении линейными перемещениями перехватчика на этапе причаливания по результатам моделирования:

Начальные условия: $D_0=24$ м; $\dot{D}_0=0$. Располагаемое ускорение от 0,03 до 0,15 м/сек²

1—минимально возможная характеристическая скорость (при мгновенном приложении импульсов скорости); 2—диапазон результатов моделирования

свободы для разных групп экспериментов было разным. В 76 экспериментах использовались двигатели системы маневрирования, создающие тягу по всем трем ортогональным осям; неудачным оказался лишь один эксперимент. При управлении по двум связанным осям (продольной и вертикальной) неудачно закончились восемь экспериментов из 50. Наконец, при управлении только по одной (продольной) оси пять экспериментов из 18 имели неудачный исход. Расход топлива (характеристической скорости) при управлении линейными и угловыми перемещениями перехватчика показан на рис. 4.21 и 4.22.

В результате моделирования на стенде фирмы Боинг можно сделать следующие общие выводы.

1. Космонавт может управлять причаливанием с большой вероятностью успешного выполнения маневра.

2. Потребность в измерительных приборах и индикаторах минимальна.

3. Расход топлива на причаливание не выше допустимых пределов.

4. В момент контакта относительные скорости и угловые расогласования, обеспечиваемые ручным управлением, невелики.

5. Наилучшие результаты обеспечиваются при управлении линейными ускорениями по всем трем связанным осям перехватчика.

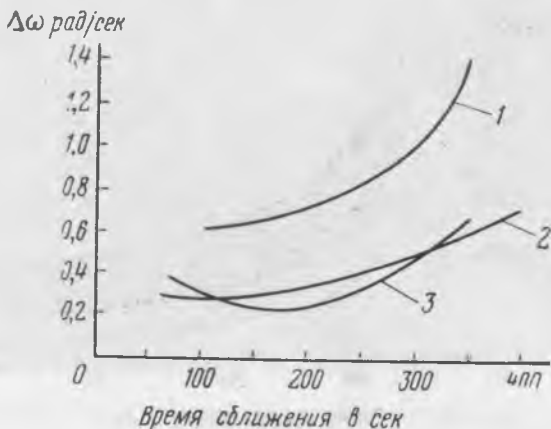


Рис. 4.22. Расход топлива (угловой характеристической скорости) при ручном управлении ориентацией перехватчика на этапе причаливания по результатам моделирования:

Начальные условия: $D_0=24$ м, $\dot{D}_0=0$
1—ускорение 0,03 м/сек²; 2—ускорение 0,075 м/сек²;
3—ускорение 0,15 м/сек²

6. Качество причаливания улучшается при управлении ориентацией в скоростном режиме.

7. Желательно непосредственное наблюдение космонавта за работой стыковочного механизма при возможно большем поле зрения иллюминатора.

В процессе моделирования на стенде фирмы Джeneral Элек-трик определялись следующие данные:

1) величина и направление относительной скорости, относительная ориентация и угловые скорости перехватчика в момент окончания причаливания (по достижении заданной дальности до цели);

2) расход топлива и продолжительность причаливания;

3) наилучшая комбинация органов управления;

4) диапазон изменения углов визирования цели во время причаливания;

5) характеристики дистанционного управления причаливанием (например, для тех орбитальных операций, когда оператор с орбитальной станции должен управлять причаливанием перехватчика при помощи телевизионного оборудования).

Во время моделирования сближения и причаливания на стенде фирмы Спэйс Текнолоджи Лэборетри задача пилота-оператора заключалась в том, чтобы перевести перехватчик в плоскость орбиты цели, совместить продольные оси аппаратов, устранить рассогласование по углам крена и получить нужную конечную скорость причаливания. Начальные условия маневра были следующие: дальность 900 м; скорость сближения 9 м/сек; угловая скорость линии визирования 2 мрад/сек. Процесс моделирования заканчивался в тот момент, когда относительное расстояние между аппаратами составляло 2,4 м. В моделировании участвовали пять пилотов, каждым из которых было сделано по 12 проб после двухчасовой тренировки. Осреднение результатов производилось по данным 52 экспериментов; восемь проб оказались неудачными. (Следует упомянуть еще о восьми попытках сближения без индикаторов дальности и скорости, пять из которых были вполне удачными). В результате осреднения были получены следующие характеристики маневра и конечные значения параметров движения:

1) углы ориентации линии визирования относительно инерциальных осей — $4,2^\circ$ (разброс от $2,7$ до $5,9^\circ$);

2) угловая скорость линии визирования — $0,5^\circ$ в секунду (разброс от $0,22$ до $0,79^\circ$ в секунду);

3) скорость сближения — $0,12$ м/сек (разброс от $0,10$ до $0,15$ м/сек);

4) боковое смещение — $0,23$ м (разброс от $0,13$ до $0,38$ м);

5) рассогласование по крену — $3,3^\circ$ (разброс от $2,2$ до $4,6^\circ$);

6) продолжительность маневра — 400 сек (разброс от 280 до 490 сек);

7) расход линейной характеристической скорости — $21,8$ м/сек (разброс от 18 до 24 м/сек);

8) расход угловой характеристической скорости — $19,5^\circ$ в секунду (разброс от 28 до 12° в секунду).

Результаты моделирования показали, что на качество маневра большое влияние оказывает квалификация пилота.

В моделировании на стенде фирмы Норт Америкэн Авиешн участвовали четыре пилота. Маневр начинался при 12 разных комбинациях начальных условий; статистической обработке были подвергнуты 10 критериев качества управления. Испытания подтвердили возможность визуального осуществления причаливания при помощи различных вариантов системы управления в расчетных и аварийных условиях полета. Во время испытаний установлено, что на результаты причаливания сильно влияют конструктивные схемы объектов.

По совместной программе центра им. Лэнгли и центра пилотируемых космических кораблей космонавты NASA и летчики-испытатели ВВС участвовали во многих экспериментах по моделированию встречи и стыковки командного и лунного экспедиционного отсеков космического корабля «Аполлон». Главной задачей моделирования была оптимизация визуальной системы навигации. Была произведена оценка шести типов оптических приборов в совокупности с эталонной системой управления (с малым передаточным коэффициентом и большим демпфированием). Исследованы различные режимы управления линейными ускорениями (импульсный и непрерывный) и управления ориентацией (прямой и скоростной). При управлении линейными ускорениями наилучшим оказался непрерывный режим, а при управлении ориентацией—скоростной режим.

Управление ориентацией в прямом режиме было затруднительным; при этом увеличивались расход топлива и продолжительность причаливания. Поэтому прямой режим был принят только в качестве резервного.

При моделировании причаливания корабля «Джемини» пилот управлял кораблем, сидя в левом кресле макета корабля, и не пользовался никакими индикаторами, кроме вида цели в иллюминаторе. Перед ним ставилась задача выполнить причаливание, причем не нужно было минимизировать расход топлива или продолжительность маневра. Начальные условия причаливания составляли: 1) на подвижном стенде—дальность 38 м, вертикальное смещение ± 3 м, боковое смещение $\pm 1,5$ м; 2) на неподвижном стенде—дальность 85 м, вертикальное смещение ± 23 м, боковое смещение ± 30 м. Кроме того, начальные угловые рассогласования от эксперимента к эксперименту принимались разными.

Обработка причаливания при управлении ориентацией в скоростном режиме производилась на неподвижном стенде при полностью освещенной цели. Во всех случаях конечные значения параметров движения оказались в пределах допусков. Задача пилота сводилась в сущности к управлению линейными перемещениями, так как ориентацию приходилось просто время от времени корректировать (вследствие ухода ориентации со скоростью $0,2^\circ$ в секунду при нейтральном положении ручки управления). Следует отметить, что период привыкания и тренировки космонавтов был довольно продолжительным.

Режим прямого управления ориентацией использовался при моделировании на обоих стендах. Управлению сильно мешало отсутствие демпфирования и наличие перекрестных связей между перемещениями вдоль разных осей, а также слишком большие уровни ускорения, уменьшающие точность управления. Космонавту было трудно разделить визуально суммарное движение на шесть отдельных составляющих, по каждой из которых нужно было обеспечить нулевую скорость. Кроме того, управле-

нию мешало нецентральное положение кресла (параллакс). Несмотря на это, причаливание при освещенности цели, соответствующей маневрированию над дневной стороной Земли, осуществлялось в общем успешно. Пилоты разными способами преодолевали указанные затруднения и приспособлялись к режиму прямого управления ориентацией. Так, например, для уменьшения влияния перекрестных связей они подавали команды на кратковременные импульсы и старались управлять ориентацией в каждый момент времени только относительно одной оси, непрерывно наблюдая за изменением ситуации и внося затем исправления. Оказалось, что почти все пилоты предпочитают сблизиться с целью при постоянной скорости порядка $0,15 \text{ м/сек}$. Интересно также отметить, что большинство пилотов уже на дальностях порядка $7\text{--}20 \text{ м}$ старались выровнять ориентацию перехватчика относительно цели по всем осям. В табл. 4.3 приведены результаты 124 экспериментов (пять пилотов, каждым из которых было проведено предварительно $40\text{--}50$ тренировочных экспериментов). Нельзя считать, что приводимые результаты характеризуют абсолютную точность причаливания, так как перед пилотами была поставлена задача только уложиться в до-

Таблица 4.3

Результаты ручного управления причаливанием
(Подвижный стенд. Начальные условия: дальность 15 м ,
скорость 0 ; боковое смещение $0,76 \text{ м}$)

Параметр	Средняя величина	Средне-квадратическое отклонение
Угол тангажа в град	2,28	1,95
Угол крена в град	4,00	2,65
Угол рысканья в град	3,19	1,99
Вертикальное смещение носового отсека в м	0,095	0,088
Боковое смещение носового отсека в м	0,067	0,073
Вертикальная скорость носового отсека в м/сек	0,037	0,046
Боковая скорость носового отсека в м/сек	0,027	0,027
Скорость причаливания в м/сек	0,165	0,067
Расход топлива на управление ориентацией в кг	0,43	0,31
Расход топлива на маневрирование в кг	0,89	0,84
Время причаливания в сек	120,9	55,4

пуски на точность причаливания (сюда вошли также эксперименты с удачным причаливанием при отказе отдельных двигателей).

Общее явление, наблюдавшееся почти у всех пилотов (75%), заключается в том, что в конце причаливания остается неустранимым левый угол рысканья, а центр тяжести капсулы смещен вправо. Это явление, по-видимому, можно объяснить параллаксом.

Не все пилоты придерживались метода причаливания с постоянной скоростью. Некоторые из них после разгона уменьшали скорость постепенно; иногда на довольно большом расстоянии от цели скорость сближения уменьшалась до нуля и даже изменяла направление на обратное, в результате чего продолжительность причаливания и расхода топлива заметно возрастали (табл. 4.4).

Таблица 4.4

Сравнение разных методов причаливания
(Начальные условия: дальность 15 м, скорость 0, боковое смещение 0,75 м)

Метод причаливания	Расход топлива кг		Время причаливания в сек		Доля в общем числе экспериментов %
	средняя величина	средне-квадратическое отклонение	средняя величина	средне-квадратическое отклонение	
Постоянная скорость сближения	0,95	0,32	107	29	69,4
Постепенно уменьшающаяся скорость сближения	1,36	0,50	106	39	18,5
Остановка с возвращением капсулы	3,18	2,32	222	85	12,1

Успешное причаливание составляло 97,6% из всего количества экспериментов. Скорость сближения ни разу не вышла за допустимые пределы (0,45 м/сек).

В процессе моделирования имитировались отказы двигательной установки. Все двигатели подразделялись на три группы: 1) двигатели системы управления ориентацией; 2) продольные двигатели; 3) поперечные двигатели. Отказы двигателей могут быть двух видов: 1) клапан полностью открыт и не закрывается; 2) клапан полностью закрыт и не открывается. При неустранимых отказах первого вида, как оказалось, управление причаливанием невозможно. Однако пилот может обнаружить, где открыт клапан, и перекрыть подачу топлива к соответствующему

двигателю. Таким образом, все отказы можно свести к отказам второго вида, хотя случай с кораблем «Джемини-8» показал, что при некоторых обстоятельствах отказы первого вида все же могут возникать и устранить их не так просто.

В нормальном режиме двигатели системы управления ориентацией работают попарно. Если один из пары двигателей отказывает, то появляются дополнительные перекрестные связи. В процессе моделирования без предупреждения производили имитацию отключения одного из двигателей, создающих момент тангажа. В семи случаях из восьми пилоты этого даже не замечали, очевидно, из-за малых управляющих моментов.

Продольные двигатели также работают попарно в каждом направлении. При отказе разгонного двигателя возникает момент тангажа. При отказе тормозного двигателя начинается движение рысканья. При причаливании была обнаружена критическая дальность, на которой пилот, не зная о повреждении двигателя, мог попасть в аварийную ситуацию, рассчитывая на работу отказавшего двигателя (не успевая уменьшить относительную скорость до безопасной величины). Дальность эта составляла 1,5 м. Продольные двигатели без предупреждения отключались в 32 экспериментах. В пяти случаях пилоты заблаговременно обнаруживали повреждение, что давало возможность успешно закончить причаливание.

Поперечные двигатели корабля «Джемини» работают по одному в каждом направлении, поэтому при отказе любого из них управление в заданном направлении становится невозможным. Таким образом, отказ одного из поперечных двигателей наиболее опасен. В этом случае можно повернуть корабль относительно оси тангажа и использовать продольные двигатели или же повернуть его вокруг оси крена и использовать работающие поперечные двигатели. При первом способе можно поворачивать корабль на небольшие углы тангажа (около 30°), однако при этом пилот теряет из вида цель, кроме того, сильно изменяется скорость сближения, что нежелательно.

В общем случае оказалось, что при соответствующей тренировке и своевременном обнаружении любого из отказов пилоты могут закончить причаливание без особых затруднений, но, конечно, ценой большого расхода топлива. Результаты моделирования причаливания с отказами двигателей приведены в табл. 4. 5 и 4. 6.

В программу моделирования на стендах центра им. Лэнгли входило также исследование причаливания над ночной стороной Земли. Если был освещен только стыковочный конус цели «Аджена», то характеристики причаливания значительно ухудшались. Использование дополнительной подсветки (светящиеся стержни на обсах кораблях, которые совмещаются в процессе причаливания) позволило довести характеристики ночного при-

Отказы поперечных двигателей

	Вертикальные двигатели			Боковые двигатели		
Дальность к моменту появления отказа в м	12	3	0,75	12	3	0,76
Число проб	11	11	11	11	11	11
Число обнаруженных отказов	9	3	1	9	4	2
Процент обнаружения отказов	82	27	9	82	32	14

Таблица 4.6

Влияние отказов на характеристики причаливания

Вид стенда	Подвижный стенд		Неподвижный стенд			
	Прямой		Скоростной		Прямой	
Режим управления ориентацией						
Число пилотов	5	5	3	3	2	2
Начальная дальность в м	15	15	85	85	85	85
Условия причаливания	Нормальные	С отказом	Нормальные	С отказом	Нормальные	С отказом
Расход топлива в кг	1,27	5,04	7,63	13,4	8,55	12,04
Время причаливания в сек	121	252	239	431	306	480
Процент экспериментов, в которых конечные условия были в пределах нормы	97,6	93,8	86,0	79,5	84,5	58,0
Общее число проб (экспериментов)	124	32	123	20	56	13

чаливания почти до характеристик дневного. Результаты ночного причаливания приведены в табл. 4.7.

Влияние угловых движений цели в процессе причаливания и стыковки также исследовалось на комбинированных стендах. Ре-

Сравнение основных характеристик дневного и ночного причаливания

А. Подвижный стенд

(Режим прямого управления ориентацией; начальная дальность 15 м)

Показатель качества причаливания	Дневное причаливание	Ночное причаливание	Ночное причаливание со вспомогательными средствами
Расход топлива в кг	1,27	3,95	2,27
Время причаливания в сек	121	208	177
% удачных случаев причаливания	97,6	73,3	88,9

Б. Неподвижный стенд

(Режим скоростного управления ориентацией; начальная дальность 85 м)

Показатель качества причаливания	Дневное причаливание		Ночное причаливание		Ночное причаливание со вспомогательными средствами	
	пилот № 1	пилот № 2	пилот № 1	пилот № 2	пилот № 1	пилот № 2
Расход топлива в кг	7,75	8,26	8,95	9,08	7,95	7,45
Время причаливания в сек	178	215	253	273	167	180
% удачных случаев причаливания	96,0	78,0	80,0	60,0	100	100

результаты одного из исследований приведены в работе [44], в которой рассмотрены колебания ракетной ступени «Аджена» с амплитудой $\pm 5^\circ$ при ручном управлении причаливанием космического корабля «Джемини» к цели. Установлено, что в тех случаях, когда период колебаний превышает 160 сек, управление причаливанием и стыковкой не ухудшается.

5. ПРИЧАЛИВАНИЕ И СТЫКОВКА СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Этап причаливания каждой пары советских космических аппаратов «Космос-186» и «Космос-188», «Космос-212» и «Космос-213», «Союз-2» и «Союз-3» [1, 2] начинался при относительной дальности 300—350 м (относительная скорость была порядка 2 м/сек). В результате причаливания стыкуемые аппараты должны были приблизиться друг к другу (рис. 4. 23) в строго определенном положении с небольшой относительной скоростью, что-

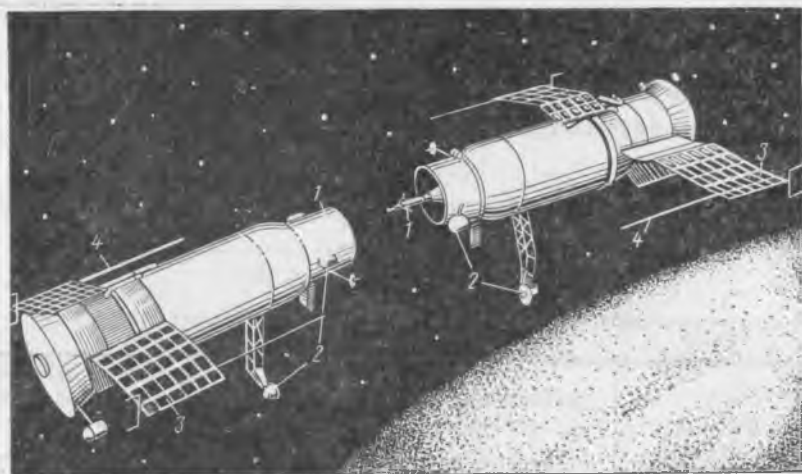


Рис. 4. 23. Спутники «Космос-186» и «Космос-188» на этапе причаливания:
1—стыковочные узлы; 2—антенны поиска и самонаведения; 3—солнечные батареи;
4—антенны радиоконтакта

бы обеспечить безопасную стыковку. Для механической жесткой стыковки аппараты необходимо ориентировать так, чтобы их стыковочные узлы были обращены друг к другу и штырь одного аппарата мог войти в соответствующее гнездо другого аппарата. Решение последней задачи облегчается взаимной ориентацией аппаратов по крену во время причаливания, для чего на аппаратах установлен специальный радиотехнический датчик угла взаимного крена. За исключением датчика автоматическое причаливание осуществляется при помощи той же аппаратуры управления, что и сближение (см. стр. 281).

Процессы автоматического причаливания и стыковки происходили следующим образом. Оба стыкуемых аппарата ориентировались так, чтобы их продольные оси были направлены вдоль

линии визирования навстречу друг другу, а угол взаимного крепления удерживался в заданном узком диапазоне.

На этапе причаливания применялся тот же метод наведения, что и при сближении. Отличительной особенностью этапа причаливания является применение двигателей малой тяги для управления движением центра масс. Двигатели установлены на аппарате таким образом, что обеспечивают создание как управляющих моментов (для управления ориентацией), так и управляющих сил вдоль трех координатных осей (для управления движением центра масс). В этом случае отпадает необходимость в построении плоскости сближения.

Причаливание заканчивалось соприкосновением стыковочных узлов. В момент соприкосновения аппаратов относительное смещение осей стыковочных узлов было не более 0,4 м, а относительная скорость — в пределах от 0,1 до 0,5 м/сек.

Для осуществления стыковки на одном из каждой пары аппаратов был установлен стыковочный узел активного типа — штанга, на другом — стыковочный узел пассивного типа — приемный конус с гнездом захвата.

Специальные амортизаторы обеспечивали выполнение надежной и безударной механической стыковки. После выравнивания аппараты притягивались друг к другу до совмещения стыков. При этом состыковывались штепсельные разъемы, обеспечивающие соединение электрических цепей аппаратов, и закрывались замки, обеспечивающие жесткое механическое соединение аппаратов.

При получении команды на расстыковку замки механического жесткого крепления аппаратов раскрывались и под воздействием пружин спутники отходили друг от друга.

Автоматическая работа стыковочных узлов при механической стыковке и расстыковке аппаратов осуществлялась при помощи аппаратуры управления стыковкой, состоящей из специальных датчиков, бортовых командно-временных устройств и приборов управления.

Космические корабли «Союз» оснащены системой управления полетом, дважды проверенной при парных полетах спутников «Космос». Система может работать в режимах автоматического и ручного управления. Так, при полете кораблей «Союз-4» и «Союз-5» автоматическое сближение контролировалось по приборам и визуально через оптический визир и телевизионную установку. С расстояния 100 м командиры кораблей перешли на ручное управление причаливанием. При управлении кораблями поддерживалась их необходимая взаимная ориентация, а скорость сближения изменялась командиром корабля «Союз-4» в зависимости от относительной дальности. К моменту касания стыковочных узлов относительная скорость сближения была доведена до нескольких десятков сантиметров в секунду.

Литература

1. «Правда», 1 ноября 1967 г., 21 апреля 1968 г.
2. Легостаев В. П., Раушенбах Б. В., Автоматическая сборка космосе, «Космические исследования», 1969, т. 7, вып. 6.
3. A'Hargrah R. C., Flight simulation, past, present and future, AIAA Paper 65—480, 1965.
4. „Aviation Week and Space Technology”, 1964, vol. 80, No 15, p. 63—65.
5. „Aviation Week and Space Technology”, 1967, vol. 86, No 11, p. 26.
6. Benedikt E. T., Electromagnetic docking operations in space, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 9, New York, 1963, p. 390—409.
7. Brissenden R. F., LEM docking in lunar orbit, „Astronautics and Aeronautics”, 1965, vol. 3, No 4, p. 30—31.
8. Brayton W. D., Dynamic analysis of the probe and drogue docking mechanism, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 5, p. 700—706.
9. Burton J. R., Hayes W. E., Gemini rendezvous. „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 1, p. 145—147.
10. Buzzard W. C., Design considerations for orbital attachment, connection and docking systems. *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 308—324.
11. Callihan J. C., Two simulation facilities for project Gemini, AIAA/NASA 3th Manned Space Flight Meeting, Nov. 1964, p. 259—262.
12. Callahan J. A., Nolting R. K., The development of the Gemini docking system, Air Transport and Space Meeting, ASME—SAE, New York, Apr. 27—30, 1964.
13. Clark H. J., Control of a remote maneuvering unit during satellite inspection, „Human Factors”, Dec. 1967, vol. 8, p. 573—582.
14. Danner R. V., DeRocher W. L., Jr., A full-scale docking simulation using a rendezvous radar. *Rec. Intern. Space Electron. Symp. Las Vegas*, 1964, New York, 1965, 7a(1—7a)18.
15. DeRocher W. L., Jr., Smith G. H., Requirements for a space vehicle closure and docking simulator, AIAA Preprint, 1963, No 63—363.
16. Dunn J. P., Orbital vehicle docking system (Martin—Marietta Corp.), Patent USA, cl. 244—1, No 3201065, filled 17.08.1965.
17. Eberwine D. A., Space vehicle docking couplers (Martin—Marietta Corp.), Patent USA, cl. 244—1, No 3193213, filled 6.7.1965.
18. „Electronic Weekly”, 1967, No 337, p. 21.
19. „Engineer”, 1965, 220, No 5724, p. 610—613.
20. Farless D. L., Caggiano G., Techniques for rendezvous and docking. *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1. Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 94—114.
21. „Flight International”, 1966, April 14, p. 642—646.
22. Fox J. C., Study of dynamic behavior of an orbital docking mechanism, AIAA Paper 64—492, 1964.
23. Fox J. C., Windeknecht T. G., Six degree-of-freedom simulation of a manned orbital docking system, STL 9352 8—37, April 1962.
24. Grubin C., Docking dynamics for rigid-body spacecraft, AIAA Journal, 1964, v. 2, No 1, p. 5—12.
25. Greene S., Russo J., Lunar module hover and landing, separation and docking simulation, AIAA Paper, 67—249, 1967, 19 p.
26. Hatch H. G., Riley D. R., Cobb J. B., Simulating Gemini—Agena docking. „Astronautics and Aeronautics”, 1964, vol. 2, No 11, p. 74—81.
27. Heiliron J., Kaufman F. H., Rendezvous and docking techniques. *Technology of Lunar Exploration*, New York, Academic Press, 1963, p. 237—254.
28. Hopper F. W., Dynamic behavior of large flexible rotating space stations during docking maneuvers. *Advances in the Astronautical Sciences*,

vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 366—383.

29. Irish L. A., Guidance equations for automatic docking. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 3—15.

30. James J. W., Argument for an universal rendezvous docking/coupling mechanism. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 297—307.

31. Klass P. J., Velocity sensors apply Mössbauer effect, „Aviation Week and Space Technology”, 1963, vol. 79, No 11, p. 89, 91, 93, 95.

32. Little A. C., A manned docking simulator with five degrees of freedom. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 497—506.

33. Maltby L. J., Design and evaluation tests of a full-scale prototype docking mechanism, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 2, p. 187—192.

34. „Machine Design”, 1966, vol. 38, No 18, p. 12.

35. „Missiles and Rockets”, 1966, Febr. 7, p. 38.

36. Montgomery J. E., Manned control of space vehicle docking. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 147—161.

37. Nishizaka T. J., Survey of docking mechanisms applicable to logistic spacecraft systems, AIAA Paper 67—908, 1967.

38. Nolting R. K., Simulation of orbital mooring of Gemini and Agena vehicles by means of dynamically scaled models, AIAA/ASD Symposium on Aeroelastic and Dynamic Modeling Technology, Sept. 24, 1963.

39. Pennington J. E., Brissenden R. F., Visual capability in rendezvous, „Astronautics and Aerospace Engineering”, 1963, vol. 1, No 1, p. 96—99.

40. Pennington J. E., Hatch H. G., Jr., Driscoll N. R., A full-size pilot-controlled docking simulation of the Apollo command and service module with the lunar module, NASA-TN-D-3688, 1966, 37 p.

41. Pennington J. E., Hatch H. G., Jr., Long E. R., Cobb J. B., Visual aspects of a full-size pilot-controlled simulation of the Gemini—Agena docking. NASA-TN-D-2632, 1965, 26 p.

42. Prodan J., Rendezvous simulation. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 167—172.

43. Rennie B. B., Some experimental results on docking dynamics obtained from model tests, „Journal of Spacecraft and Rockets”, 1966, vol. 3, No 1, p. 34—39.

44. Riley D. R., Effect of target angular oscillations on pilot-controlled Gemini—Agena docking NASA-TN-D-2403, 1966, 23 p.

45. Roberts J. B., Farber E. I., Larson C. A., Simulation of manned rendezvous under adverse dynamic conditions. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 525—544.

46. Smith G. H., DeRocher W. L., Jr., A full-scale six-degree-of-freedom orbital closure and docking simulator. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery”, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 545—565.

47. „Technology Week”, 1966, vol. 19, No 3, p. 24—25.

48. Tyler V. M., Space vehicle securement (Martin—Marietta Corp.) Patent USA. cl. 244—1, No 3254863, filed 7.6.66.

49. Varanay C. J., Visual capabilities and limitations applied to docking maneuvers in spatial environment, AIAA Paper 64—221, 1964, 8 p.

50. Vester B. H., The Gemini rendezvous radar system design, „Raumfahrtforschung“, 1966, B. 10, Nr. 1, s. 1—5.

51. Ward J. W., Williams H. M., Orbital docking dynamics, AIAA Journal, 1963, vol. 1, No 6, p. 1360—1364.

52. Weeks L. M., Manned rendezvous systems. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery“, pt. 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 161—166.

53. Weiss D. C., Arrested rendezvous—a new concept. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery“, pt. 2, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 77—102.

54. Zito R., Jr., Velocity sensing for spacecraft docking. „Space/Aeronautics“, 1963, vol. 40, No 7, p. 90—93.

55. Zoszak J., Coupling and assembly of orbiting, pressurised modules. Advances in the Astronautical Sciences, vol. 16, „Space Rendezvous, Rescue and Recovery“, pt. 1, Ed. by N. V. Petersen, North Hollywood, Calif., Western Periodicals, 1963, p. 325—340.

**МЕТОД НАВЕДЕНИЯ, РАЗРАБОТАННЫЙ
ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «САТУРН-V»**

«Сатурн-V» является основной ракетой-носителем в США на ближайшие годы, предназначенной для обеспечения различных космических операций *. Стартовый вес ракеты ~2900 т; расчетный вес полезной нагрузки, выводимой на геоцентрическую орбиту малой высоты ~114 т, на траекторию полета к Луне ~43 т, на 24-часовую экваториальную орбиту ~31,5 т. Ракета «Сатурн-V» состоит из следующих трех ступеней:

ступень S-IC — сухой вес 144 т, вес топлива 2200 т, пять двигателей F-1 (четыре внешних и один центральный) обеспечивают начальную тягу 3400 т;

ступень S-II — сухой вес 37,5 т, вес топлива 465 т, пять двигателей J-2;

ступень S-IVB — сухой вес около 10 т, вес топлива 115 т, один двигатель J-2 с тягой 90 т; конструкция ступени допускает возможность повторного включения двигателя.

Старт и полет ракеты происходят следующим образом. После включения двигательной установки первой ступени S-IC двигатели в течение 6 сек с момента подачи сигнала T выходят на режим. В это время ракета удерживается на пусковой площадке. После взлета вертикальный полет продолжается 12 сек, во время которого ракета поворачивается по углу крена для установки нужного азимута. Выключение центрального двигателя ступени S-IC производится в момент $T+155$ сек, а боковых двигателей в $T+159$ сек. В конце работы двигателей первой ступени высота полета составляет 60—65 км. После сброса первой ступени дви-

* Petrone R. A., Ground support equipment and launch installations, at J. F. Kennedy Space Center, NASA, for the manned lunar landing program, International Astronautical Federation. Warszawa. XV Congr. Warszawa' PWN, 1965, vol. 2, p. 349—364.

Bromberg J. L., Gordoïn T. Y., Extentions of Saturn. International Astronautical Federation. Madrid, Spain, oct. 10—15, 1966, Paper.

гательная установка второй ступени S-II выходит на режим к моменту $T+163 \text{ сек}$, а в $T+188 \text{ сек}$ отделяется и сбрасывается стартовая система аварийного спасения. Вплоть до этого момента (в течение 182 сек полета) по специальной программе производится разворот ракеты по углу тангажа; далее ракета управляется в квазиоптимальном режиме. На участке полета второй ступени в определенный момент времени изменяется состав смеси топлива двигательной установки. Длительность участка полета от сброса системы аварийного спасения до изменения состава смеси обозначим через T_1 . Отсечка топлива двигателей второй ступени производится в момент $T+538 \text{ сек}$. Длительность участка полета от изменения состава смеси до отсечки обозначим через T_2 . Таким образом,

$$T_1 + T_2 = 350 \text{ сек.}$$

После непродолжительного участка пассивного полета, длительность которого обозначим через $T_{\text{пас}}$, и отделения второй ступени включается двигатель третьей ступени S-IVB, который работает на участке полета длительностью $T_3 \approx 150 \text{ сек}$ до выхода на орбиту высотой 185 км . Таким образом, суммарное время работы системы наведения в квазиоптимальном режиме

$$T_{\Sigma} = T_1 + T_2 + T_{\text{пас}} + T_3 \approx 11,5 \text{ мин.}$$

Оставшаяся часть топлива ступени S-IVB может быть использована для орбитальных маневров или для выхода на траекторию полета к Луне.

В систему навигации и наведения, которая размещена на ступени S-IVB, входят: бортовая ЦВМ, гиросtabilизированная платформа, программный механизм, приемник и дешифратор команд, измерительное оборудование, телеметрическая аппаратура, радиоответчики и коммутирующее устройство.

Рассмотрим метод наведения, предложенный для ракеты-носителя «Сатурн-V»*. Для выхода на орбиту задаются следующие конечные условия в системе координат выведения $x_{в.к}$, $y_{в.к}$, $z_{в.к}$:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{в.к} &= V_{к} \cos \Theta_{к} & x_{в.к} &= 0, \\ \dot{y}_{в.к} &= V_{к} \sin \Theta_{к} & y_{в.к} &= R_{к} = R_{3} + h_{к}, \\ \dot{z}_{в.к} &= 0 & z_{в.к} &= 0. \end{aligned} \quad (I.1)$$

Здесь $V_{к}$ — заданная конечная скорость на орбите;

$\Theta_{к}$ — конечный угол наклона траектории (для круговой орбиты равен нулю);

* Martin D. T., O'Brien R. M., Rice A. F., Sievers R. F., Saturn V guidance, navigation, and targeting, AIAA/JACC Guidance and Control Conference, Seattle, Wash., 1966, N. Y., AIAA, 1966, p. 697—712.

R_K — радиус конечной орбиты;
 R_3 — радиус Земли;
 h_K — высота орбиты.

Для перехода от геоцентрической инерциальной стартовой системы координат x_{CT}, y_{CT}, z_{CT} , в которой формируется навигационная информация, к системе координат выведения x_B, y_B, z_B используется матрица B

$$\begin{pmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{pmatrix} = B \begin{pmatrix} x_{CT} \\ y_{CT} \\ z_{CT} \end{pmatrix}, \quad \begin{pmatrix} \dot{x}_B \\ \dot{y}_B \\ \dot{z}_B \end{pmatrix} = B \begin{pmatrix} \dot{x}_{CT} \\ \dot{y}_{CT} \\ \dot{z}_{CT} \end{pmatrix}, \quad (1.2)$$

где $B = B_1 B_2 B_3 B_4 B_5$,

$$B_1 = \begin{pmatrix} \cos \Phi_{np} & -\sin \Phi_{np} & 0 \\ \sin \Phi_{np} & \cos \Phi_{np} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$B_2 = \begin{pmatrix} \cos i & 0 & \sin i \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i & 0 & \cos i \end{pmatrix},$$

$$B_3 = \begin{pmatrix} \cos \Delta\lambda & -\sin \Delta\lambda & 0 \\ \sin \Delta\lambda & \cos \Delta\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$B_4 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{r0} & \sin \varphi_{r0} \\ 0 & -\sin \varphi_{r0} & \cos \varphi_{r0} \end{pmatrix},$$

$$B_5 = \begin{pmatrix} \cos(90^\circ - A) & 0 & \sin(90^\circ - A) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(90^\circ - A) & 0 & \cos(90^\circ - A) \end{pmatrix}.$$

Здесь Φ_{np} — прогнозируемая угловая дальность от угла до точки выхода на орбиту;

i — наклонение заданной орбиты;

$\Delta\lambda$ — разность долгот точки старта и узла орбиты;

φ_{r0} — геодезическая широта точки старта;

A — азимут запуска.

Необходимые для вычисления матрицы величины $A, \Delta\lambda, i$ зависят от заданной орбиты, момента старта и логики управления запуском. Геодезическая широта точки старта φ_{r0} известна, а прогнозируемую угловую дальность Φ_{np} вычисляют в процессе полета итерационным способом (поэтому система координат вы-

ведения во время полета не остается постоянной, а поворачивается на небольшие углы вокруг оси z_B). Текущий вектор гравитационного ускорения

$$\bar{g} = -\frac{\mu}{R^3} \bar{R}$$

складывают с конечным гравитационным вектором

$$\bar{g}_k = \bar{g}_{yk} = -\frac{\mu}{R_k^3} \bar{R}_k$$

и делят пополам, в результате чего получается осредненный вектор гравитационного ускорения:

$$\begin{pmatrix} \ddot{x}_{ng} \\ \ddot{y}_{ng} \\ \ddot{z}_{ng} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \left\{ \begin{pmatrix} 0 \\ \ddot{y}_{ngk} \\ 0 \end{pmatrix} + B \begin{pmatrix} \ddot{x}_{ctg} \\ \ddot{y}_{ctg} \\ \ddot{z}_{ctg} \end{pmatrix} \right\}, \quad (1.3)$$

где \ddot{x}_{ctg} , \ddot{y}_{ctg} , \ddot{z}_{ctg} — расчетные проекции гравитационного ускорения на оси стабилизированной платформы, направления которых совпадают с направлениями осей стартовой системы координат. Навигационная информация x_{ct} , y_{ct} , z_{ct} , \dot{x}_{ct} , \dot{y}_{ct} , \dot{z}_{ct} преобразуется в систему координат выведения при помощи матрицы B . По разности между текущим фазовым вектором и заданным конечным вектором определяют командные углы ориентации вектора тяги в системе координат выведения ε_y , ε_z , которые затем приводят к углам относительно стартовой инерциальной системы (инерциальной платформы) ε_{yct} , ε_{zct} следующим путем

$$\begin{pmatrix} a_{ct1} \\ a_{ct2} \\ a_{ct3} \end{pmatrix} = B^{-1} \begin{pmatrix} \cos \varepsilon_y \cos \varepsilon_z \\ \sin \varepsilon_y \cos \varepsilon_z \\ \sin \varepsilon_z \end{pmatrix}, \quad (1.4)$$

$$\varepsilon_{yct} = \arctg \frac{a_{ct2}}{a_{ct1}}; \quad \varepsilon_{zct} = \arcsin a_{ct3},$$

где a_{ct1} , a_{ct2} , a_{ct3} — направляющие косинусы вектора тяги в инерциальной стартовой системе координат.

Гравитационные ускорения вычисляются на бортовой ЦВМ с учетом несферичности Земли (с точностью до второй зональной гармоники). Интегралы от ускорений, вызываемых тягой двигателя и аэродинамическим сопротивлением, измеряются интегрирующими акселерометрами. Инерциальные скорости получаются как суммы выходных сигналов интегрирующих акселерометров и результатов численного интегрирования гравитационных ускорений. Гравитационное ускорение интегрируется с экстраполя-

цией, так как для его вычисления нужно знать текущий вектор положения. Таким образом, для проекции на ось x имеем

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{gi} &= \ddot{x}_{g i-1} + \frac{\Delta T}{2} (3\ddot{x}_{gi} - \ddot{x}_{g i-1}), \\ \dot{x}_i &= \dot{x}_{mi} + \dot{x}_{g i-1}, \end{aligned} \quad (1.5)$$

где \dot{x}_{mi} — измеренная составляющая скорости в текущий момент времени;

ΔT — шаг интегрирования.

Линейное перемещение получают путем интегрирования методом трапеций

$$x_i = x_{i+1} + \frac{\Delta T}{2} (\dot{x}_i + \dot{x}_{i-1}).$$

Квазиоптимальный итерационный метод наведения используется с момента сбрасывания стартовой системы аварийного спасения до момента выхода на заданную орбиту. На всех четырех участках полета (T_1 , T_2 , $T_{\text{пас}}$, T_3) применяется один и тот же вид закона управления (2.139), где время отсчитывается от момента начала управления в квазиоптимальном режиме (сброс системы аварийного спасения).

Интегрируя уравнения движения вида (2.136) — (2.138) по всему времени управляемого полета (полагая, что углы ориентации тяги постоянны и равны $\tilde{\varepsilon}_y$, $\tilde{\varepsilon}_z$), получим

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x}_B &= \dot{x}_{B,K} - \dot{x}_B - \ddot{x}_g T_\Sigma = L_y \cos \tilde{\varepsilon}_y \cos \tilde{\varepsilon}_z, \\ \Delta \dot{y}_B &= \dot{y}_{B,K} - \dot{y}_B - \ddot{y}_g T_\Sigma = L_y \sin \tilde{\varepsilon}_y \cos \tilde{\varepsilon}_z, \\ \Delta \dot{z}_B &= \dot{z}_{B,K} - \dot{z}_B - \ddot{z}_g T_\Sigma = L_y \sin \tilde{\varepsilon}_z, \end{aligned} \quad (1.6)$$

где $L_y = L_1 + L_2 + L_3$; $T_\Sigma = T_1 + T_2 + T_{\text{пас}} + T_3$.

Здесь и далее используются интегралы (2.121), взятые для каждого из отдельных участков полета на интервалах от 0 до T_i с соответствующими индексами.

Длительность первых двух участков управления T_1 и T_2 неизменна и известна заранее, а длительность T_3 изменяется под воздействием различных возмущений. Эту величину можно определять каждый раз, решая численно уравнение

$$(\Delta \dot{x}_B)^2 + (\Delta \dot{y}_B)^2 + (\Delta \dot{z}_B)^2 = L_y^2, \quad (1.7)$$

которое можно получить суммированием квадратов правых и левых частей уравнений (1.6). Но во избежание дополнительного

итерационного процесса на борту аппарата величину T_3 лучше вычислять так:

$$\Delta T_3 = \frac{(T_3 - T_3')}{2H} \{[(\Delta \dot{x}_B^1)^2 + (\Delta \dot{y}_B^1)^2 + (\Delta \dot{z}_B^1)^2] / (L_y - L_y')\}. \quad (I.8)$$

$$T_3 = T_3' - \Delta T_3.$$

Здесь H — эмпирическая постоянная;

T_3' — величина T_3 , задаваемая заранее; штрих над переменными в уравнении (I.8) показывает, что для расчета переменных по уравнениям (I.6) использовалась величина T_3' .

После определения длительности третьего активного участка T_3 осредненные командные углы тангажа и рысканья определяются на основании уравнений (I.6):

$$\tilde{\varepsilon}_y = \text{arctg} \frac{\Delta \dot{y}_B}{\Delta \dot{x}_B}, \quad \tilde{\varepsilon}_z = \text{arcsin} \frac{\Delta \dot{z}_B}{L_y}. \quad (I.9)$$

Таким образом, при работе бортовой ЦВМ сначала в уравнения (I.6) подставляется величина T_3' (оценка времени, оставшегося до конца полета), вычисляются предварительные значения приращений скорости, затем определяется уточненное значение T_3 по уравнениям (I.8), которое вновь подставляется в уравнения (I.6) и, наконец, по уравнениям (I.9) вычисляются осредненные командные углы в функции T_3 .

Уточненные значения командных углов определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \varepsilon_y &= \tilde{\varepsilon}_y - k_1 + k_2 t_i^*, \\ \varepsilon_z &= \tilde{\varepsilon}_z - k_3 + k_4 t_i^*, \end{aligned} \quad (I.10)$$

где t_i^* — условное время, которое отсчитывается от момента сброса аварийной системы спасения и изменяется непрерывно вплоть до момента выхода на орбиту

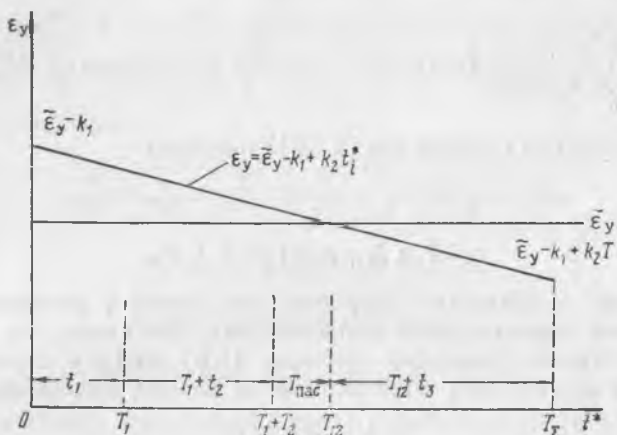
$$\begin{aligned} t_1^* &= t_1, \\ t_2^* &= T_1 + t_2, \\ t_3^* &= T_{12} + t_3. \end{aligned} \quad (I.11)$$

Здесь $T_{12} = T_1 + T_2 + T_{\text{пас}}$;

t_1, t_2, t_3 — «собственное» текущее время для каждого из активных участков, которое отсчитывается от момента начала данного участка.

Характер изменения командного угла тангажа в вертикальной плоскости ε_y показан на рисунке (приводимая картина справедлива также и для изменения угла в горизонтальной плоскости ε_z).

Величина коэффициентов k определяется интегрированием уравнений движения (2.136)—(2.138) и подстановкой в получаемый результат заданных конечных координат и скоростей.



Изменение командного угла тангажа при наведении

При этом используется допущение о малости углов $(-k_3 + k_4 t_i^*)$ и $(-k_1 + k_2 t_i^*)$, откуда следует:

$$\sin(-k_3 + k_4 t_i^*) \cong -k_3 + k_4 t_i^*, \quad (I.12)$$

$$\cos(-k_3 + k_4 t_i^*) \cong 1;$$

$$\sin(-k_1 + k_2 t_i^*) \cong -k_1 + k_2 t_i^*, \quad (I.13)$$

$$\cos(-k_1 + k_2 t_i^*) \cong 1.$$

Сначала вычисляют коэффициенты канала рысканья k_3 и k_4 , для чего используют конечные условия по $\dot{z}_в$ и $z_в$. Затем определяют коэффициенты канала тангажа k_1 и k_2 по конечным условиям $\dot{y}_в$, $y_в$, при этом k_3 , k_4 считаются заданными постоянными.

Подставляя (I. 12) в уравнения движения и интегрируя полученный результат с учетом (I. 11), получим

$$\begin{aligned} \Delta \dot{z}_B = & \int_0^{T_1} \frac{c_1}{\tau_1 - t_1} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 t_1) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_1 + \\ & + \int_0^{T_2} \frac{c_2}{\tau_2 - t_1} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 T_1 + k_4 t_2) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_2 + \\ & + \int_0^{T_3} \frac{c_3}{\tau_3 - t_3} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 T_{12} + k_4 t_3) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_3. \end{aligned}$$

Отсюда с учетом интегралов (2. 121) получим

$$\Delta \dot{z}_B = L_y [\sin \tilde{\varepsilon}_z - k_3 \cos \tilde{\varepsilon}_z] + k_4 I_y \cos \tilde{\varepsilon}_z, \quad (I. 14)$$

где

$$I_y = I_1 + I_2 + I_3 + L_2 T_1 + L_3 T_{12}.$$

Так как приращения скорости при полете с постоянной и с переменной ориентациями должны быть одинаковы, то, вычитая из (I. 14) третье уравнение системы (I. 6), найдем первое уравнение для вычисления коэффициентов метода наведения

$$k_4 I_y - k_3 L_y = 0. \quad (I. 15)$$

Разность между заданной конечной координатой $z_{B,K}$ и текущей координатой z_B , которую нужно компенсировать управляющим ускорением, запишем в виде

$$\Delta z_B^* = z_{B,K} - z_B - \dot{z}_B T_B - \ddot{z}_g \frac{T_B^2}{2}. \quad (I. 16)$$

Это приращение координаты, создаваемое на каждом из трех активных участков полета, складывается из двух компонент: 1) приращения за счет управляющего ускорения, действующего на данном активном участке; 2) приращения за счет скорости, полученной на данном активном участке:

$$\begin{aligned} \Delta z_B^* = & \int_0^{T_1} \int_0^{t_1} \frac{c_1}{\tau_1 - t_1} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 t_1) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_1^2 + \\ & + (T_2 + T_{\text{нас}} + T_3) \int_0^{T_1} \frac{c_1}{\tau_1 - t_1} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 t_1) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_1 + \\ & + \int_0^{T_2} \int_0^{t_2} \frac{c_2}{\tau_2 - t_2} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 T_1 + k_4 t_2) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_2^2 + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + (T_{\text{нас}} + T_3) \int_0^{T_2} \frac{c_2}{\tau_2 - t_2} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 T_1 + k_4 t_2) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_2 + \\
& + \int_0^{T_3} \int_0^{t_3} \frac{c_3}{\tau_3 - t_3} [\sin \tilde{\varepsilon}_z + (-k_3 + k_4 T_{12} + k_4 t_3) \cos \tilde{\varepsilon}_z] dt_3^2. \quad (1.17)
\end{aligned}$$

Выполнив все необходимые действия, получим

$$\begin{aligned}
\Delta z_{\text{н}}^* = & [S_1 + (T_2 + T_{\text{нас}} + T_3)L_1 + S_2 + (T_{\text{нас}} + T_3)L_2 + S_3] \times \\
& \times (\sin \tilde{\varepsilon}_z - k_3 \cos \tilde{\varepsilon}_z) + k_4 \cos \tilde{\varepsilon}_z [Q_1 + (T_2 + T_{\text{нас}} + T_3)I_1 + \\
& + (T_1 S_2 + Q_2) + (T_{\text{нас}} + T_3)(T_1 L_2 + T_2) + (T_{12} S_3 + Q_3)]. \quad (1.18)
\end{aligned}$$

Введя обозначения

$$\begin{aligned}
L'_{12} &= L_1 + L_2; \quad I'_{12} = I_1 + I_2 + L_2 T_1; \\
S_{12} &= S_1 + (S_2 - T_2 L_2) + L'_{12} (T_2 + T_{\text{нас}}); \\
Q'_{12} &= Q_1 + Q_2 + S_2 T_1 + I_1 T_2; \\
S_y &= S'_{12} + (S_3 - T_3 L_3) + L_y T_3; \\
Q_y &= Q'_{12} + Q_3 + S_3 T_{12} + (T_{12} + T_3) I'_{12}
\end{aligned} \quad (1.19)$$

и вычитая из $\Delta z_{\text{н}}^*$ приращение координаты после всех трех участков, полученное при допущении постоянства ориентации тяги, найдем

$$\Delta z_{\text{н}} = \Delta z_{\text{н}}^* - S_y \sin \tilde{\varepsilon}_z = (-k_3 S_y + k_4 Q_y) \cos \tilde{\varepsilon}_z. \quad (1.20)$$

Решая совместно уравнения (1.15) и (1.20), определим искомые коэффициенты, причем найденный таким путем коэффициент k_3 обозначим через k'_3 , а для вычисления угла ориентации тяги ε_y будем использовать новое значение этого коэффициента, скорректированное для учета допущения о малости углов. Итак

$$\begin{aligned}
k'_3 &= -\Delta z_{\text{н}} / [S_y - (L_y / I_y) Q_y] \cos \tilde{\varepsilon}_z, \\
k_3 &= k'_3 [1 - (k'_3)^2 / H_1], \\
k_4 &= (L_y / I_y) k_3.
\end{aligned} \quad (1.21)$$

Здесь H_1 — эмпирическая постоянная.

Коэффициенты управления k_1 и k_2 для канала тангажа определяются аналогичным способом. Соответствующие уравнения имеют вид

$$\begin{aligned}
k_2 I_p - k_1 L_p &= 0, \\
\Delta y_{\text{н}} &= (-k_1 S_p + k_4 Q_p) \cos \tilde{\varepsilon}_y,
\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}
 L_p &= L_y \cos \tilde{\varepsilon}_y, \\
 I_p &= I_y C_2 - C_4 [P_{12} + (P_3 + 2T_{12}I_3) + T_{12}^2 L_3], \\
 C_2 &= \cos \tilde{\varepsilon}_z + k_3 \sin \tilde{\varepsilon}_z, \\
 C_4 &= k_4 \sin \tilde{\varepsilon}_z, \\
 P_{12} &= P_1 + P_2 + T_1(2I_2 + L_2 T_1), \\
 U_{12} &= U_1 + U_2 + T_1(2Q_2 + S_2 T_1) + T_2 P_1, \\
 S_p &= S_y C_2 - C_4 Q_y, \\
 Q_p &= Q_y C_2 - C_4 [U_{12} + (U_3 + 2T_{12}Q_3) + T_{12}^2 S_3 + (T_3 + T_{\text{нас}})P_{12}], \\
 \Delta y_{\text{в}} &= y_{\text{в.к}} - y_{\text{в}} - \dot{y}_{\text{в}} T_{\Sigma} - \ddot{y}_{\text{в}} \frac{T_{\Sigma}^2}{2} - S_p \sin \tilde{\varepsilon}_y.
 \end{aligned} \tag{I.22}$$

Отсюда окончательно

$$\begin{aligned}
 k_1' &= -\Delta y_{\text{в}} / [S_p - (L_p / I_p) Q_p] \cos \tilde{\varepsilon}_y, \\
 k_1 &= k_1' [1 - (k_1')^2 / H_2], \\
 k_2 &= (L_p / I_p) k_1,
 \end{aligned} \tag{I.23}$$

где H_2 — эмпирическая постоянная канала тангажа, аналогичная постоянной H_1 канала рысканья.

В течение каждого цикла в бортовой ЦВМ вычисляются значения коэффициентов квазиоптимального закона управления и далее — величины углов ориентации вектора тяги. Конечные значения $z_{\text{в.к}}$ и $\dot{z}_{\text{в.к}}$ используются для определения коэффициентов канала рысканья k_3 и k_4 ; конечные значения $y_{\text{в.к}}$ и $\dot{y}_{\text{в.к}}$ — для определения коэффициентов канала тангажа k_1 и k_2 . Конечная величина $x_{\text{в.к}}$ вместе с $\dot{y}_{\text{в.к}}$ и $\dot{z}_{\text{в.к}}$ служит для определения длительности третьего активного участка полета T_3 . Оставшееся конечное условие $x_{\text{в.к}} = 0$ никак не используется, что может привести к большому разбросу значений $x_{\text{в.к}}$ в момент отсечки и, следовательно, к нарушению конечных условий. Во избежание этого величина угловой дальности до точки выхода на орбиту $\Phi_{\text{пр}}$ все время уточняется по приближенной формуле

$$\begin{aligned}
 \Phi_{\text{пр}} &= \arctg \left(\frac{x_4}{y_4} \right) + \frac{1}{y_{\text{в.к}}} (VT_{\Sigma}' + S_y') - \frac{1}{L_{\text{в.к}}} H_3 [(\tau_1 - \\
 &- T_1)L_1 + (\tau_2 - T_2)L_2 + (\tau_3 - T_3)L_3] \left(\frac{L_y' + V - V_{\text{к}}}{C_A} \right), \tag{I.24}
 \end{aligned}$$

где x_4 , y_4 получают умножением вектора положения ракеты в стартовой системе координат на произведение матриц $B_2 B_3 B_4 B_5$

[см. уравнение (I. 2)], постоянная H_3 учитывает гравитационные потери, а T'_3 — время, оставшееся до выхода на орбиту.

Полный цикл вычислений производится бортовой ЦВМ в следующем порядке (дискретные команды, определяющие границы управляемых активных участков полета, используются как исходные данные наведения):

1. На основании измеренной величины управляющего ускорения a определяется величина τ_i по уравнению (2. 119) для данного участка.

2. По формулам (2. 121) вычисляются необходимые интегралы.

3. По уравнению (I. 24) определяется угловая дальность; далее навигационная информация преобразуется при помощи уравнений (I. 2), (I. 3).

4. Величина T'_3 берется равной T_3 , найденной в результате предыдущего цикла вычислений, и подставляется последовательно в уравнения (I. 6) и (I. 8), после чего окончательно определяется текущее значение T_3 .

5. Текущее значение T_3 вновь подставляется в уравнения (I. 6); затем по формулам (I. 9) вычисляются углы ϵ_y и ϵ_z .

6. Вычисляются L_y, I_y, S_y, Q_y и по (I. 21) определяются k_3, k_4 .

7. Вычисляются L_p, I_p, S_p, Q_p и Δy_B и по (I. 23) определяют k_1, k_2 .

8. По формулам (I. 10) определяются углы ϵ_y и ϵ_z , которые затем по (I. 4) преобразуются в углы относительно инерциальной системы.

9. Время T_2^* , оставшееся до конца полета, уменьшается на величину интервала, который занимает полный цикл вычислений и расчеты повторяются для следующего цикла.

В момент изменения состава смеси топлива двигателей ступени S-II величина T_1 задается равной нулю; в момент отсечки топлива двигателей ступени S-II становится равной нулю величина T_2 .

Приложение II

ИЗМЕРИТЕЛЬ СКОРОСТИ И ДАЛЬНОСТИ, ОСНОВАННЫЙ НА ЭФФЕКТЕ МЕССБАУЭРА*

Измеритель состоит из источника гамма-лучей (на цели) и поглотителя со сцинтилляционными счетчиками (на перехватчике). Источник (например, кобальт-57) испускает гамма-лучи, попадающие в поглотитель (например, железо). Для получения

* Zito R., Jr., Velocity sensing for spacecraft docking, „Space Aeronautics“. 1963, No 12, p. 90—93.

эффекта Мессбауэра применяются материалы, в которых излучающие или поглощающие ядра жестко связаны в кристаллической решетке и энергия отдачи поглощается решеткой. Это позволяет при высокой частоте, соответствующей гамма-лучам (около 10^{20} гц), передавать и принимать излучение в очень узкой полосе частот. В качестве поглотителя применяется устойчивый радиоизотоп, ядра которого должны возбуждаться до неустойчивого уровня энергии фотонами, испускаемыми источниками гамма-лучей.

Один из сцинтилляционных счетчиков (детектор фотонов), расположенный за поглотителем, определяет степень резонансного поглощения. При отсутствии относительного движения в детектор будет попадать минимальное число фотонов вследствие высокого резонансного поглощения. Так как при резонансе возбужденные ядра железа сами испускают гамма-лучи в поперечном направлении, то максимум радиации будет показывать другой счетчик, помещенный сбоку поглотителя. При наличии относительного движения условия резонанса будут нарушены, центральная линия спектра сдвинется от положения резонанса, и на продольный детектор начнет поступать большое количество фотонов, прошедших сквозь поглотитель. Определяя отношение показаний обоих детекторов, можно измерять скорость с довольно большой точностью (до $0,01$ см/сек). Диапазон дальности измерений такого измерителя зависит от интенсивности источника излучения. Принятый в настоящее время компромисс между дальностью измерения и весом радиационной защиты перехватчика соответствует активности примерно в 40 мкюри. Через $0,1$ мксек после снятия возбуждения половина ядер железа переходит на устойчивый уровень энергии. Срок службы измерителя зависит от периода полураспада источника излучения (для кобальта $57—270$ суток).

Количество мессбауэровских импульсов m , достигающих детектора, зависит как от относительной скорости V , так и от расстояния D между аппаратами. С другой стороны, количество импульсов n для излучения более широкого диапазона частот при известной интенсивности источника зависит только от относительной дальности. Таким образом, можно записать, что

$$m = \frac{k_1}{D^2} f(V), \quad n = \frac{k_2}{D^2}.$$

Здесь k_1 и k_2 — постоянные коэффициенты; $f(V)$ — функция скорости. Импульсы обоих типов можно подсчитывать совершенно независимо одним и тем же детектором, так как они достаточно отличаются друг от друга уровнем энергии.

Схема описанного измерителя скорости приведена на рисунке. Гамма-лучи разных частот, прошедшие через поглотитель, попадают на поверхность кристаллического детектора и преобра-

зуются в световые сигналы. Затем при помощи фотоумножителя эти сигналы превращаются в электрические импульсы, усиливаются и разделяются на два канала дискриминатором высоты

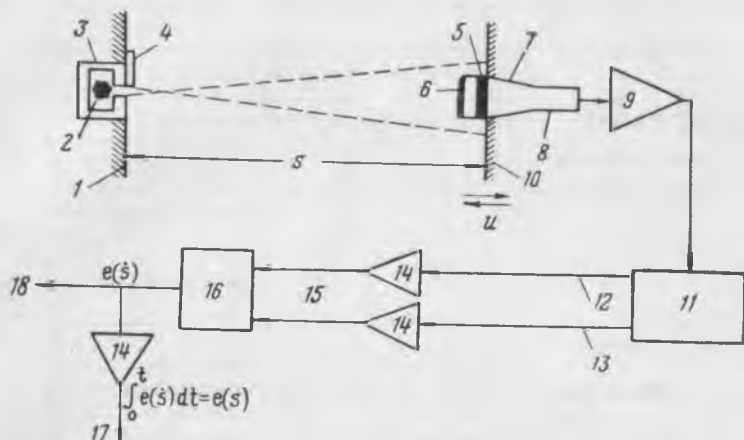


Схема измерителя относительной скорости и дальности, основанного на эффекте Мессбауэра:

1—внешняя стенка стыковочной части цели; 2—радиоизотоп, проявляющий эффект Мессбауэра; 3—защита от излучения; 4—заслонка; 5—сцинтилляционный кристалл; 6—резонансный поглотитель; 7—фототрубка; 8—фотоумножитель; 9—предварительный усилитель; 10—внешняя стенка стыковочной части перехватчика; 11—дискриминатор высоты импульсов; 12—мессбауэровские импульсы $m = \frac{h\nu}{D^2} f(N)$; 13—немессбауэровские импульсы $n = \frac{h\nu}{D^2}$; 14—интегрирующий усилитель; 15—непосредственная информация о дальности и скорости; 16—делитель $e(m)/e(n)$; 17—сигнал, пропорциональный дальности; 18—сигнал, пропорциональный скорости

импульсов. Сигналы в каждом из каналов можно выразить следующим образом:

$$u_m = f_m(V, D) = C_1 D^{-2} f(V),$$

$$u_n = f_n(D) = C_2 D^{-2},$$

где C_1 , C_2 — постоянные величины для каждого канала. Разделив один сигнал на другой, можно выделить функцию скорости, а затем и самое скорость. Интегрируя найденную скорость, получим дальность до цели.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Основные обозначения	5
Глава I. Общая характеристика операции встречи на орбите	9
1. Основные определения	9
2. Первые операции встречи на орбите	15
3. Применение операции встречи в будущем	25
Сборка и обслуживание орбитальных станций	26
Обеспечение межпланетных полетов	29
Спасение экипажа при аварии на орбите	36
Инспекция орбитальных объектов	40
Замена и ремонт спутников	42
Литература	42
Глава II. Выведение космического аппарата в зону встречи	45
1. Введение	45
Описание движения встречающихся аппаратов	45
Системы координат	45
Орбитальное движение	49
Рекомендуемые орбиты целей	51
Траекторные измерения	53
Определение параметров орбиты по результатам измерений	55
Уточнение орбиты	56
Трасса космического аппарата	57
2. Траектории встречи	58
Классификация траекторий встречи	58
Начальные условия для траекторий встречи	62
Выведение на начальную орбиту	66
Компланарные межорбитальные переходы	69
Маневр поворота плоскости орбиты	73
Некомпланарные межорбитальные переходы	77
Межорбитальные переходы в расчетную точку встречи	80
Фазирование	82
Учет продолжительности активных участков	85
3. Синтез траекторий встречи	86
Метод опорных точек	86
Привязка трассы к наземным пунктам	98
Последовательность синтеза траекторий встречи	104
4. Методы наведения ракеты-носителя	105
Методы наведения по требуемой скорости	106

Квазиоптимальный метод наведения	108
5. Дальнее наведение	113
Обзор методов дальнего наведения	113
Дальнее наведение (коррекция траектории) советских космических аппаратов	116
Инерциальная система дальнего наведения по требуемой скорости	117
Дальнее наведение методом опорных точек	120
6. Поиск и захват цели	121
Общая характеристика поиска и захвата цели	121
Радиолокационное обнаружение	122
Визуальная селекция	123
7. Выведение в зону встречи и взаимное обнаружение советских космических аппаратов	129
Литература	131
Глава III. Сближение	136
1. Введение	136
Граничные условия	137
Схемы формирования управляющих ускорений	138
Критерии качества сближения	141
Подход к синтезу системы управления сближением	142
2. Системы координат и уравнения относительного движения	145
Векторное уравнение движения	145
Относительное гравитационное ускорение	147
Системы координат	150
Уравнения движения	155
3. Оптимальные программы сближения	163
Постановка задачи оптимизации	163
Перехватчик с продольными и поперечными двигателями	164
Перехватчик с продольными двигателями	170
Сближение в безгравитационном пространстве	175
Последовательное устранение пролета и скорости сближения	179
4. Метод обобщенных параметров	183
Одномерное сближение в безгравитационном пространстве	183
Двумерное сближение в безгравитационном пространстве	188
Учет относительного гравитационного ускорения	191
5. Применение обобщенных параметров для исследования оптимального сближения	193
Одномерное сближение	193
Последовательное устранение пролета и скорости сближения	199
Сближение за минимальное время	203
Сближение при минимальном расходе топлива	211
Угловые скорость и ускорение перехватчика при оптимальном сближении	218
Влияние переменности массы	219
Оценка качества сближения при разных методах наведения	221
6. Методы наведения перехватчика с продольными двигателями	223
Общая характеристика методов наведения	223
Последовательное устранение пролета и скорости сближения	225
Одновременное устранение пролета и скорости сближения	230
Наведение с учетом относительного гравитационного ускорения	246
7. Методы наведения перехватчика с продольными и поперечными двигателями	251
Ориентация перехватчика в лучевой системе координат	251
Применение обобщенных параметров	255
8. Методы наведения перехватчика с дросселируемыми двигателями	260
Одномерное сближение	260
Устранение пролета	261

	<i>Стр.</i>
Критерии включения	262
Экспоненциальные методы наведения	264
Логарифмические методы наведения	266
9. Групповой полет и регулирование относительного положения космических аппаратов	266
Неуправляемое движение	267
Регулирование относительного положения	269
10. Сближение с маневрирующей целью	272
Сближение с сотрудничающей целью	273
Сближение с противодействующей целью	273
11. Некоторые вопросы реализации ближнего наведения	274
Система наведения	274
Система управления ориентацией	279
Ручное управление	279
Система автоматического управления сближением советских космических аппаратов	281
Литература	286
Глава IV. Причаливание и стыковка	292
1. Введение	292
2. Причаливание	295
Граничные условия	296
Двигательные установки	297
Ручное и полуавтоматическое управление	298
Автоматическое управление	301
3. Стыковка и стыковочные механизмы	308
Требования, предъявляемые к стыковочным механизмам	308
Схемы стыковочных механизмов	310
Аналитическое исследование стыковки	315
Стыковка при больших относительных скоростях	319
4. Физическое моделирование причаливания и стыковки	324
Требования, предъявляемые к моделирующим стендам	325
Механические моделирующие стенды	327
Комбинированные стенды	328
Результаты моделирования на комбинированных стендах	336
5. Причаливание и стыковка советских космических аппаратов	346
Литература	348
<i>Приложения</i>	
I. Метод наведения, разработанный для ракеты-носителя «Сатурн-V»	351
II. Измеритель скорости и дальности, основанный на эффекте Мессбауэра	361

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
110	Формула (2.122)	$\text{tg } \bar{\varepsilon} = \text{const}$	$\text{tg } \tilde{\varepsilon} = 0$
160	Формула (3.39)	$g_{\lambda} = A_{\tau, \lambda} \bar{g}_{\tau}$	$\bar{g}_{\lambda} = A_{\tau, \lambda} \bar{g}_{\tau}$
166	Формула (3.52)	$\dot{\Psi}_2 = -\Psi_1 + 2\omega_{\Pi} - \Psi_4$	$\Psi_2 = -\Psi_1 + 2\omega_{\Pi} \Psi_4$
186	Формула (3.110)	$\tau = \tau_0 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{k_0} - \frac{1}{k} \right)$	$\tau = \tau^0 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{k_0} - \frac{1}{k} \right)$
205	Формула (3.162) в знамена- теле	$\sqrt{\bar{\alpha}^2 + \bar{\beta}^2 + \cos \eta_0 - \gamma \sin \eta_0}$	$\sqrt{\bar{\alpha}^2 + \bar{\beta}^2 + \cos \eta_0 - \gamma \sin \eta_0}$
264	Формула (3.299)	$-C_{\text{пр}} (\tau/\tau_0)_{\text{пр}}^{\lambda D^{-2}}$	$-C_{\text{пр}} (\tau/\tau_0)_{\text{пр}}^{\lambda \text{пр}^{-2}}$
362	8 снизу	$m = \frac{k_1}{D_2} f(V)$	$m = \frac{k_1}{D_2} f(V)$

Александр Александрович Лебедев, Виктор Борисович Соколов

ВСТРЕЧА НА ОРБИТЕ

Редактор *О. Н. Буракова*

Художник *Н. Т. Дворников*

Техн. редактор *Т. С. Старых*

Корректор *Л. Е. Хохлова*

Т-13478

Сдано в набор 12/V-1969 г.

Подписано в печать 17/X-1969 г.

Формат 60×90^{1/16}

Печ. л. 23,0

Уч.-изд. л. 22,42

Цена 2 р. 55 к.

Тираж 2500 экз.

Изд. зак. № 1697

Бум. л. 11,5

Бумага № 1

Тем. план 1969 г. № 155

Издательство «Машиностроение», Москва, К-51, Петровка, 24

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 3877